



Über dieses Buch

Dies ist ein digitales Exemplar eines Buches, das seit Generationen in den Regalen der Bibliotheken aufbewahrt wurde, bevor es von Google im Rahmen eines Projekts, mit dem die Bücher dieser Welt online verfügbar gemacht werden sollen, sorgfältig gescannt wurde.

Das Buch hat das Urheberrecht überdauert und kann nun öffentlich zugänglich gemacht werden. Ein öffentlich zugängliches Buch ist ein Buch, das niemals Urheberrechten unterlag oder bei dem die Schutzfrist des Urheberrechts abgelaufen ist. Ob ein Buch öffentlich zugänglich ist, kann von Land zu Land unterschiedlich sein. Öffentlich zugängliche Bücher sind unser Tor zur Vergangenheit und stellen ein geschichtliches, kulturelles und wissenschaftliches Vermögen dar, das häufig nur schwierig zu entdecken ist.

Gebrauchsspuren, Anmerkungen und andere Randbemerkungen, die im Originalband enthalten sind, finden sich auch in dieser Datei – eine Erinnerung an die lange Reise, die das Buch vom Verleger zu einer Bibliothek und weiter zu Ihnen hinter sich gebracht hat.

Nutzungsrichtlinien

Google ist stolz, mit Bibliotheken in partnerschaftlicher Zusammenarbeit öffentlich zugängliches Material zu digitalisieren und einer breiten Masse zugänglich zu machen. Öffentlich zugängliche Bücher gehören der Öffentlichkeit, und wir sind nur ihre Hüter. Nichtsdestotrotz ist diese Arbeit kostspielig. Um diese Ressource weiterhin zur Verfügung stellen zu können, haben wir Schritte unternommen, um den Missbrauch durch kommerzielle Parteien zu verhindern. Dazu gehören technische Einschränkungen für automatisierte Abfragen.

Wir bitten Sie um Einhaltung folgender Richtlinien:

- + *Nutzung der Dateien zu nichtkommerziellen Zwecken* Wir haben Google Buchsuche für Endanwender konzipiert und möchten, dass Sie diese Dateien nur für persönliche, nichtkommerzielle Zwecke verwenden.
- + *Keine automatisierten Abfragen* Senden Sie keine automatisierten Abfragen irgendwelcher Art an das Google-System. Wenn Sie Recherchen über maschinelle Übersetzung, optische Zeichenerkennung oder andere Bereiche durchführen, in denen der Zugang zu Text in großen Mengen nützlich ist, wenden Sie sich bitte an uns. Wir fördern die Nutzung des öffentlich zugänglichen Materials für diese Zwecke und können Ihnen unter Umständen helfen.
- + *Beibehaltung von Google-Markenelementen* Das "Wasserzeichen" von Google, das Sie in jeder Datei finden, ist wichtig zur Information über dieses Projekt und hilft den Anwendern weiteres Material über Google Buchsuche zu finden. Bitte entfernen Sie das Wasserzeichen nicht.
- + *Bewegen Sie sich innerhalb der Legalität* Unabhängig von Ihrem Verwendungszweck müssen Sie sich Ihrer Verantwortung bewusst sein, sicherzustellen, dass Ihre Nutzung legal ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass ein Buch, das nach unserem Dafürhalten für Nutzer in den USA öffentlich zugänglich ist, auch für Nutzer in anderen Ländern öffentlich zugänglich ist. Ob ein Buch noch dem Urheberrecht unterliegt, ist von Land zu Land verschieden. Wir können keine Beratung leisten, ob eine bestimmte Nutzung eines bestimmten Buches gesetzlich zulässig ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass das Erscheinen eines Buchs in Google Buchsuche bedeutet, dass es in jeder Form und überall auf der Welt verwendet werden kann. Eine Urheberrechtsverletzung kann schwerwiegende Folgen haben.

Über Google Buchsuche

Das Ziel von Google besteht darin, die weltweiten Informationen zu organisieren und allgemein nutzbar und zugänglich zu machen. Google Buchsuche hilft Lesern dabei, die Bücher dieser Welt zu entdecken, und unterstützt Autoren und Verleger dabei, neue Zielgruppen zu erreichen. Den gesamten Buchtext können Sie im Internet unter <http://books.google.com> durchsuchen.

Widener Library



3 2044 095 334 009

Sci 1526. 887 F

Harvard University



LIBRARY OF THE

DIVISION OF
ENGINEERING

DEC 1 1912

HARVARD COLLEGE



SCIENCE CENTER
LIBRARY

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTOR LUFTSCHIFFFAHRT

OFFIZIELLES ORGAN DES VEREINS DEUTSCHER FLUGTECHNIKER

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ZWEITER JAHRGANG
1911
MIT 475 ABBILDUNGEN UND 12 TAFELN



MÜNCHEN UND BERLIN
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG
1911

1191
15

Sci 1526.887 F

JUN 20 1917
TRANSFERRED TO
HARVARD COLLEGE LIBRARY

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

	Seite
Bassus und Schmauß, Zur Gastemperatur des Freiballons	216
— Zur Gastemperatur des Zeppelin-Luftschiffs Schwaben	295
Béjeuhr, Bücherbesprechung	200, 227, 288
— Folgerungen aus den letzten Überlandflügen mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundflugs	208, 219, 236
— Konstruktive Fragen der Flugtechnik und ihre Lösung durch Wettbewerbe	121
— Technische Rückblicke auf den deutschen Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein	VI, 156
— Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschraubenprüfung auf der Ila	98, 112, 128, 141
Bendemann, Bücherbesprechung	124
— Erwiderung	45
— Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie	V, 137, 149, 167, 213, 248
Betz, Bücherbesprechung	288
— Kreiselwirkungen im Flugzeug	229
Boltzmann, Über den Luftwiderstand gekrümmter Flächen	257, 265, 279
Boykow, Die mechanisch-graphische Lösung des Höhenproblems mit dem Voigtschen Instrument	116
— Hochseenuavigation im Luftschiff	311
— Navigation mittels Derivators	145
— Praktische Flugzeug-Navigation	66, 77
Dieckmann, Drahtlostelegraphische Luftschiff-Orientierung	293
— Drahtlostelegraphischer Orientierungs- und meteorologischer Beratungsdienst für die Luftschiffahrt	184, 196
— Messungen des elektrischen Potentialgefalles in der Nachbarschaft eines Zeppelin-Luftschiffes	I
Dierfeld und Dr. Quittner, Der Hydro-Aeroplan von Henri Fabre und der Zweidecker von L. Paulhan	24
Fontana-Rava, Ein neuer Schuppen für Flugmaschinen	237
Gabriel, Ausstellungsberichte. (Technisches vom 2. Pariser Aeronautischen Salon)	9
— Der neue Blériot-Viersitzer	88
— Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers. (Fortsetzung aus Heft 24, 1910)	II, 36
Göttinger Modellversuchsanstalt, Mitteilungen aus der — Föppl, Auftrieb und Widerstand eines Höhensteuers, das hinter der Tragfläche angeordnet ist	182
— Föppl, Einfluß von seitlichen Abschrägungen und Abrundungen auf die Windkräfte bei gewölbten Platten	83
— Fuhrmann, Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen	VII, 165
Knoller, Über Längsstabilität der Drachenflugzeuge	177, 189, 205
König, Zugkraftdiagramme von Flugzeugen	301

Seite

Krell, Das Luftschiff der Siemens-Schuckertwerke und seine Halle	61, 72, 250
Lilienthal, Der Flug ohne Motor	46, 56
— Versuche mit einem Vogelmodell. Beobachtungen an Möven und fliegenden Fischen	297
Quittner, Dr., Neue Flugzeuge 102, 131, 143, 169, 197, IX, 232, XI, 260	
— Zusammenstellung der zum Deutschen Rundflug 1911 gestarteten Flugzeuge	162
— Die Flugzeuge vom Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums	307
Rau, Bewertung von Flugergebnissen	305
Reißner, Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. (Fortsetzung aus Heft 24, 1910)	17, 53, 69, 253, 277, 289
Robitzsch, Neue Flugzeuge	169
Runge, Über die Längsschwingungen der Flugmaschinen 193, 201	
Soden, Frhr. v. — und Dornier, Die Ermittlung der momentanen Eigengeschwindigkeiten von Luftfahrzeugen mit Hilfe der Pitotschen Röhre	241, 255
Schendel, Umlaufmotoren. (Fortsetzung aus Heft 23, 1910 und Schluß Gnömemotor)	5, 23
— (Buchermotor)	64, 76, 86
Schuster, Berechnung von Luftschrauben	44
Vorreiter, Bücherbesprechungen	228, 252, 276
— Flugschau 92, 108, 135, 148, 162, 173, 198, 212, 226, 239, 251, 275, 285, 300	
— Luftschiffahrt	173
— Neue Flugzeuge	131, 143
— Neue Luftschiffe	105
— Patentschau 14, 38, 52, 68, 80, 92, 108, 124, 136, 148, 164, 175, 199, 212, 226, 239, 251, 264, 275, 285, 300	
— Sportliche Nachrichten	14, 28, 38, 51, 68, 80
— Wichtigste Angaben über die Flugmotoren des zweiten Pariser aeronautischen Salons	12
Wagner, Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge 20, 29, 41, 81, 93, 109, 125	
Zeppelin-Luftschiffbau, G. m. b. H., Friedrichshafen, Mitteilungen der	241, 255, 268, XII, 293

Sachliches Register.

Seite

Abschrägungen und Abrundungen, Einfluß von seitlichen (Föppl, Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt)	83
Auftrieb und Widerstand eines Höhensteuers, das hinter der Tragfläche angeordnet ist (Föppl, Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt)	182

	Seite		Seite
Antoinette-Eindecker, Fortsetzung aus Heft 24, 1910 (Gabriel)	11, 36	Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. Die Ermittlung der momentanen Eigengeschwindigkeiten von Luftfahrzeugen mit Hilfe der Pitotschen Röhre (von Soden und Dornier)	241, 255
Ausstellungen	240, 300, 312	— 150 PS Maybach-Motor der Luftfahrzeug-Motorenbaugesellschaft m. b. H. Friedrichshafen, und dessen Prüfung (Graf von Zeppelin jr.)	XII, 268
Ausstellungsberichte. Technisches vom zweiten Pariser aeronautischen Salon (Gabriel). Schluß	I, 9	— Zur Gastemperatur des Zeppelin-Luftschiffes Schwaben (Bassus und Schmauß)	293
Ausstellungsberichte	51	Navigation mittels Derivators (Boykow)	145
Blériot-Viersitzer (Gabriel)	88	Orientierungs- und meteorologischer Beratungsdienst für die Luftschiffahrt, Drahtlostelegraphischer — (Dieckmann)	184, 196
Bréguet-Zweidecker (Quittner)	102	Parseval-Luftschiffe (Vorreiter)	100
Bücherbesprechungen	123, 200, 227, 240, 252, 276, 288	Patentschau (Vorreiter) 14, 38, 52, 68, 80, 92, 108, 124, 130, 148, 164, 175, 199, 212, 226, 239, 251, 264, 275, 285, 300, 312	
Deutscher Rundflug 1911, Zusammenstellung der gestarteten Flugzeuge (Quittner)	102	Potentialgefälle, Messungen des — in der Nachbarschaft eines Zeppelin-Luftschiffes (Dieckmann)	I
Deutscher Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein, Technische Rückblicke auf den — (Béjeuhr)	VI, 156	Rundflug, deutsche — (Vorreiter)	162
Eigengeschwindigkeit von Luftschiffen (v. Soden u. Dornier)	241	Rundflug, französische (europäische) — (Vorreiter)	187
Erweiterung (Bendemann)	45	Überlandflüge, Folgerung aus den — mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundfluges (Béjeuhr)	208, 219, 236
Flug ohne Motor (Lilienthal)	46, 50	Umlaufmotoren (Schendel, Fortsetzung aus Heft 23, 1910, Gnomomotor)	5, 23
Flugergebnisse, Bewertung von (Rau)	305	— (Schendel, Bucherermotor)	64, 76, 86
Flugmotoren des zweiten Pariser aeronautischen Salons, Wichtigste Angaben über die — (Zusammengestellt von Vorreiter)	12	Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen	283
Flugschau (Vorreiter) 92, 108, 135, 148, 162, 173, 198, 212, 226, 239, 251, 275, 285, 300, 312		Vogelmodell, Versuche mit einem — und Beobachtungen an Möwen und fliegenden Fischen (Lilienthal)	297
Flugzeuge, Neue — (Quittner)	102, 197, IX, 232, XI, 260	Voigtsches Instrument, Die mechanisch-graphische Lösung des Höhenproblems mit dem — (Boykow)	116
— — (Quittner und Vorreiter) Morane, Nieuport, Höchlin 131, 143		Wettbewerbe, Konstruktive Fragen der Flugtechnik und ihre Lösung durch — (Béjeuhr)	121
— — (Quittner und Robitzsch) Fabre, Paulhan, Voisin, H. Farman, M. Farman, Clement-Bayard, Pischoff, Odier-Ven dôme, Lohner-Deimler, Sylphe, Train, Albatros, Robitzsch, Esnault-Pelterie, Dornier, Zsélyi, Zodiac, Savary, Aviatik, Paulhan, Astra	169	Widerstands- und Druckmessungen an Ballon-Modellen (Fuhrmann, Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt)	105
Flugzeuge vom Wettbewerb des französisch. Kriegsministeriums (Quittner)	307	Zeppelin-Friedrichshafen, Mitteilungen der Luftschiffbau, G. m. b. H. Die Ermittlung der momentanen Eigengeschwindigkeiten von Luftfahrzeugen mit Hilfe der Pitotschen Röhre (Soden und Dornier)	241, 255
Flugzeug-Navigation, Praktische — (Boykow)	66, 77	— 150 PS Maybach-Motor der Luftfahrzeug-Motorenbaugesellschaft m. b. H. Friedrichshafen und dessen Prüfung (Graf von Zeppelin jr.)	XII, 268
Flugwissenschaft in Göttingen, Versammlung von Vertretern der —	283	— Drahtlostelegraphische Luftschiff-Orientierung (Dieckmann)	293
Französische Flugzeugmanöver im Anschluß an den nordwest-europäischen Rundflug (Pl.)	224	Zeppelin-Luftschiffe (Vorreiter)	105, 199
Gastemperatur des Freiballons, Zur — (Bassus und Schmauß)	216	Zugkraftdiagramme von Flugzeugen (König)	301
— des Zeppelin-Luftschiffes Schwaben, Zur (Bassus und Schmauß)	295	Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein, Technische Rückblicke auf den deutschen — (Béjeuhr)	VI, 156
Göttinger Modellversuchsanstalt, Mitteilungen aus der — Auftrieb und Widerstand eines Höhensteuers, das hinter der Tragfläche angeordnet ist (Föppl)	182	Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge, Beiträge zur Frage der Verwendung (Wagener)	20, 29, 41, 81, 93, 109, 125
— Einfluß von seitlichen Abschrägungen und Abrundungen auf die Windkräfte bei gewölbten Platten (Föppl)	83		
— Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen (Fuhrmann)	VII, 165		
Hochseeravigation im Luftschiff (Boykow)	311		
Hydro-Aeroplan von Henri Fabre und der Zweidecker von L. Paulhan. (Dierfeld und Quittner)	24		
Königsberger Militärflugplatz	121		
Konstruktive Fragen der Flugtechnik und ihre Lösung durch Wettbewerbe (Béjeuhr)	121		
Kreiselwirkungen im Flugzeug (Betz)	229		
Längsschwingungen der Flugmaschinen (Runge)	193, 201		
Längsstabilität der Drachenflugzeuge (Knoller) 177, 189, 205			
Luftschiffbau, G. m. b. H., Zeppelin-Friedrichshafen, Mitteilungen der — Die Ermittlung der momentanen Eigengeschwindigkeiten von Luftfahrzeugen mit Hilfe der Pitotschen Röhre (Soden und Dornier)	241, 255		
— 150 PS Maybach-Motor der Luftfahrzeug-Motorenbaugesellschaft m. b. H.-Friedrichshafen und dessen Prüfung (Graf von Zeppelin jr.)	XII, 268		
Luftschiff Siemens-Schuckert und seine Halle (Krell) 61, 72, 250			
Luftschiffe, Neue — (Vorreiter)	105, 169		
Luftschiffahrt (Vorreiter)	173		
Luftschauben, Berechnung von — (Schuster)	44		
— -Prüfung auf der Ila, Wissenschaftliche Ergebnisse der — (Béjeuhr)	98, 112, 128, 141		
—, Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung von (Fortsetzung aus Heft 24, 1910) (Reißner) 17, 53, 69, 253, 277, 289			
— -Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie (Bendemann)	V, 137, 149, 167, 213, 248,		
Luftwiderstand gekrümmter Flächen, Über den — (Boltzmann)	257, 265, 279		
Maybach-Motor, 150 PS und dessen Prüfung (v. Zeppelin jr., Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen)	268		
Militär-Flugschau	107, 134, 147, 173, 237, 263, 284		
Militär-Flugwesen. (Deutschland, Österreich, Frankreich etc.)	28, 36, 51, 79		
— Marine (Deutschland, England, Vereinigte Staaten)	37		
Militär-Luftschiffahrt	51		
Militärflüge und Erkundungsflugübungen, französische —	120		

Illustrationen.

	Seite	Tafel
Abschrägungen und Abrundungen auf die Windkräfte bei gewölbten Platten, Einfluß von seitlichen — (Göttinger Modellversuchsanstalt, Föppl)	83	
Albatros-Zweidecker	58, VI, 172, VIII, XI	
Antoinette, Motor	10	I
Antoinette, Eindecker (Fortsetzung aus Heft 24)		II
Anzani, Sternmotor		I
Argus-Motor		VIII
Aster-Motor		I
Astra-Wright-Zweidecker		VI
— -Dreidecker		IX, XI
Auspuffventil	5	
Aviatik-Zweidecker		VI, VIII
Ballonmodell, Biegungsversuch mit luftgefülltem —	64	
Befestigung der Instrumente, Schematische Schnittzeichnung durch die Passagierkabine mit der — (Dieckmann)	3	
Bendemann, Versuche über den Einfluß radial veränderlicher Steigung bei Luftschauben		V
Blériot-Viersitzer, der neue (Gabriel)	88	
Boykow, Die mechanisch-graphische Lösung des Höhenproblems mit dem Voigtschen Instrument	116	
Brandgans	57	
Bréguet, Flugzeug für den Transport	105	
— Neues Flugzeug für Passagierflüge	102	
Militärflugzeuge	309, 310	
Bucherer-Motor	64, 76, 86	III
Chauviere, Propeller-Versuchsauto	11	

	Seite	Tafel
Clément-Bayard, Eindecker		IV
Clerget-Motor		I
Daimler-Flugmotor, österreichischer —		VIII
— Mercedes-Flugmotor —		VIII
— -Motor	10	I
Deperdussin-Eindecker, Einbau des Gnome-Motors	171	
— Anordnung der Sitze	310	
Deutscher Rundflug, Karte von		VI
Diagramm-Beiblatt zu Schendel (Umlaufmotor, Gnome-Motor)	7	
Dichtungs- und Sicherungsring	5	
Dorner, Eindecker	233	
— Eindecker von Werngtgen		VI
»E. N. O.«-Motor mit gegenüberliegenden Zylindern (»Vis-à-vis«-Motor)		I
»Eole«-Motor mit zwei Kurbelwellen		I
Esnault-Pelterie, Eindecker	197	
Etrich-Eindecker		VIII
Etrich-Rumpler, Eindecker		VI, VIII
Euler-Zweidecker		VI
Fabre, Hydro-Aeroplan	25	
— Konstruktion der Holme	26	
— Marine-Eindecker		IV
Farman, Henry, Neuer Eindecker		IV, VI
— Zweidecker	170	IV
Farman, Maurice, Zweidecker		IV, XI
Fasan	57	
Feder für das Auspuffventil	5	
Feder für das Saugventil	6	
»Fixator«, Steuerhebel, Steuerrad, Steuerung	11	
Flugzeuge, Neue — vom Oberrheinischen Zuverlässigkeitsflug und Deutschen Rundflug um den »B. Z.-Preis« (Béjeuhr)		VI
Flugzeug-Navigation, Praktische — (Boykow)	66, 77	
Fuhrmann, Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen		VII
Gastemperatur des Zeppelin-Luftschiffs Schwaben (Dieckmann)	295	
Gegengewicht	6	
Gegengewicht, Hülse für —	6	
Geschwindigkeitsmesser für Luftfahrzeuge	241	
Gleitbahndrucke, Verteilung der — aus der Corioliskraft, wenn der Schwerpunkt auf der Mitte und auf $\frac{1}{2}$ der Kolbenlänge liegt	23	
Gnome-Motor	7, 24, 105, 171	
Göttinger Modellversuchsanstalt, Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen (Fuhrmann)		VII
Günther & Tegetmeyer, Dreiteiliger Spannungsmesser	2	
Gyp-Motor von Grégoire		I
Harlan-Eindecker		VIII
Holzrohre	11	
Hypozykloidengeradföhrung, Schema der —	64	
Karte des französischen (europäischen) Rundflugs	187	
— vom Oberrheinischen Zuverlässigkeitsflug (Béjeuhr)		VI
Köchlin, Eindecker		IV
Königsberger Militär-Luftschiffhafen	212	
Körting-Harburg-Wien, österreichisches Luftschiff vor seiner Halle und im Fluge	106, 107	
Krähe	57	
Lagerauslenkung	8, 9	
Lagerteilung	8	
»Laviator«-Umlaufmotor		I
Livré, Nabe der Schraube	11	
Lohner-Daimler, Zweidecker	143	
Lokomotive mit Einrichtung für Propeller-Versuche, Elektrische —	62	
Luftschifforientierung, Drahtlostelegraphische (Dieckmann)	293	
Luftschrauben, Versuche über den Einfluß radial veränderlicher Steigung bei — (Bendemann)		V
Luftwiderstand gekrümmter Flächen (Boltzmann)	258, 279	
Lutz-Edelmannsches Saitenelektrometer mit Spannungsteiler (Dieckmann)	2	
L. Z. 8 (»Deutschland«)	106	
Manometer-Diagramm	129	
Maybach-Motor	269	
Meßinstrumente an der Passagierkabine, Aufhängung der — (Dieckmann)		I
Meßpunkt P am Luftschiff, Lage des —	3	
Milan	57	
Militär-Aviatik-Zweidecker		VI
Morane, Eindecker	132, 187	IV
Mors, Drahtseilverbindung	14, 308	
Nieuport, Eindecker	132	IV
Nocken	6	

	Seite	Tafel
Oberrheinischer Zuverlässigkeitsflug, Karte vom		VI
Odier-Vendôme, Eindecker		IV
Österreichischer Daimler-Flugmotor		VIII
Parseval-Luftschiffe, Zeichnung der Gondel der neuen —	107	
Paulhan-Zweidecker	27	IV
— -Dreidecker		XI
Pelikan	58	
Pendelbremsblock mit verstellbarem Windflügel	274	
Pischoff, Eindecker		IV
Pleuelauslenkung, Die	9	
Poelke, Propeller	100, 142	
Propeller im Schleuderraum, Versuchsanordnung für —	62	
Propeller-Versuchsauto von Chauvière	11	
Reißner, Luftschrauben	100, 115, 130	
— Tragflächen-Konstruktion	28	
Renault-Motor		I
»Rep«, Fächer bzw. geklappter Sternmotor (Esnault-Pelterie)		I
Rettig, Gesamtübersicht des Wagens mit einem 5 m Durchm.-Propeller kurz vor dem Fahrversuch	99, 130	
Robitzsch, Doppelte Verwindung	173	
Rossel-Peugeot, Umlaufmotor	9	I
Ruthenberg, Schraube	99, 113, 129, 131	
Saugventil	6	
Savary, Militärtyp		XI
Sicherung durch Kupferring	5	
Siemens-Schuckert-Luftschiff	60, 72	X
Sitz für das Auspuffventil	5	
Sommer-Eindecker	188	
Sondenhalter 1 u. 2 (Poloniumsonde)	2	
Spannungen beim ersten und zweiten Meßaufstieg, Graphische Darstellung der beobachteten — (Dieckmann)	3	
Spannungsmesser, Dreiteiliger — (Günther & Tegetmeyer)	2	
Sylphe, Eindecker	144	
Schuppen für Flugmaschinen, Neuer — (Fontana-Rava)	237	
»Schwaben«, Neues Zeppelin-Luftschiff —	169	
Schwan	58	
Steuerung, Steuerungszugring	6	
Train, Eindecker	145	
Überlandflüge mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundfluges, Folgerungen aus — (Béjeuhr)		VIII
Umlauf- und Gnome-Motor (Scheudel)	7	
»Vedavelli«, Anlaufgrad	14	
Versuchsschrauben	63	
Vinet, Eindecker		IV
Vogelflügelbau	56	
Vogelmodell, Versuch mit einem — und Beobachtungen an Möven und fliegenden Fischen (Lilienthal)	297	
Voisin, Militär-Zweidecker		IV, XI
Weisz, Motor		I
Weisz, Schematische Schnittzeichnung des Motors	10	
Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen (Fuhrmann, Göttinger Modellversuchsanstalt)		VII
Wright-Zweidecker, Deutscher — von Schauenburg		VIII
Zeise, Schrauben	100, 102, 113	
Zeppelin-Luftschiff »Schwaben« der Delag	169	
Zodiak, Zweidecker		IX
Zselyi, Eindecker		IX

Patente.

	Seite
Ackermann, Atmungs Vorrichtung für Luftschiffahrt (229 503)	40
Alexander Katz, Vorrichtung zur Übung im Kunstflug und zur Erprobung von Flugapparaten (226 766)	15
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Vorrichtung zum Verschieben der Steuerwelle bei Kraftmaschinen zwecks Kettenspannens (233 134)	92
Baumann und Freitag, Drachenflieger mit um Querachsen des Gestells pendelnd aufgehängten Tragflächen (232 250)	175
Behrend, Zweitaktexplosionskraftmaschine mit im Kolben angeordnetem Überströmventil (46a. B 58664)	38
Bendemann, Verfahren zum Abwerfen von Geschossen u. dgl. von Luftfahrzeugen (23 822)	286
Benz & Cie., Rheinische Gasmotoren-Fabrik Akt.-Ges., Verbrennungskraftmaschine für flüssige Brennstoffe (46a. 230 517)	52
Bissinger, Zerlegbares starres Luftschiffgerippe aus Stahlrohren (234 454)	227
Blériot-Neuilly, Aufhängung für die Tragräder von Luftfahrzeugen (226 853)	16

	Seite		Seite
Blériot-Neuilly, Vorrichtung zum Aufsteigenlassen von Drachen- fliegern an Ort und Stelle (232 159)	175	Lebell, Vorrichtung zum Ein- und Ausfahren von Luftschiffen in und aus Hallen (227 154)	52
Bloos, Prallluftschiff-Tragkörper, Luftfahrzeug-System G. m. b. H. (231 764)	52, 164	Lehmann, Dr. Paul, Luftschiff, dessen Auftrieb durch Ver- dünnen oder Verdichten von Luft geändert wird (237 390)	287
Boerder, Gerippe für Starrschiffe (232 647)	199	Lentz, Philipp, Signalapparat für Luftfahrzeuge (228 982)	16
Bucher, Linsenförmiges Luftschiff, bei welchem in Höhe der Linsenkante zu beiden Seiten Schrauben, vorn ein Höhen- steuer, hinten ein Seitensteuer und zu beiden Seiten des- selben Lagensteuer angebracht sind (227 246)	40	Lübbert, Vorrichtung zur Verminderung des Auftriebes von Luftschiffen (226 930)	39
Burkard, Schraube für Flugapparate (232 859)	200	Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Aufhängung von Gondeln für Luftfahrzeuge (234 826)	136
Chauvière-Paris, Holzpropeller für Luftfahrzeuge mit verän- derlicher Ganghöhe (230 581)	164	Mack, Luftschiffschraube mit einzelnen auf der Schrauben- welle in einer schraubenförmigen Linie befestigten und durch seitliche Streben gesicherten Schaufeln (238 089)	286
— Luftschraube aus Holz mit einem nach hinten vorstehenden Ansatz (229 375)	52	Macomber, Walter Glenn, Los Angeles, P. St. A., Verbren- nungskraftmaschine, welche mit mehreren umlaufenden Zylindern mit hin- und hergehenden Kolben versehen ist (240 254)	252
Clément-Levallois-Perret-Seine, Haltevorrichtung für Luft- schiffe (234 827)	136	Mannesmann, Durchsichtige Schutzwand für Flugzeuge, Auto- mobile und andere Fahrzeuge und für Schutzbrillen (232 447)	199
Cooper, Surbiton Engl., Propellerantrieb (226 852)	16	Means-Boston, Vorrichtung zur Einleitung des Abflugs von Flugmaschinen (237 479)	240
Crocco und Ricaldoni, Dämpfungsvorrichtung für Luft- und Wasserfahrzeuge (233 267)	176	— (237 589)	252
Dachkonstruktionen in Holz, System »Stephan« G. m. b. H., Gesellschaft für Ausführung freitragender —, Einrichtung zum Einbringen von Luftschiffen in Hallen (230 311)	176	Mlitz, Mit Drahtwindungen versehene oder aus Drahtwin- dungen bestehende Luftschiffschraube (237 988)	287
Daimler-Motoren-Gesellschaft, Spritzvergaser für Verbren- nungskraftmaschinen (231 669)	52	Neubert, Enno, Ballastsack mit Klappboden (228 075)	40
Dziok und Pollack, Luftschiff mit Tragkörper von flachlinsen- förmigem Querschnitt (228 899)	52	Niclausse-Paris, Steuerungsdrehschieber für mehrzylindrige Viertaktmotoren (11 227)	92
Eggert, Luftschiffanker (234 455)	200	Poebing, Vorrichtung zum Bremsen von Verbrennungskraft- maschinen durch Verdichtung von Luft im Arbeitszylinder (238 122)	239
Esnault Pelterie-Billancourt, Steuerungs-Einrichtung für Flugzeuge (226 597)	15	Pollack und Dziok, Luftschiff mit Tragkörper von flach linsen- förmigem Querschnitt (228 899)	52
— Vorrichtung zum Erwärmen des Vergasers (226 499)	14	Radinger, Edler von und Dr. Wagner, Rohre für Luftfahrzeug- gerüste (227 152)	38
— Vorrichtung zum Regeln des Betriebsmittelzutritts von Motoren für Flugmaschinen (232 602)	176	Räuber, Emile St. André bei Lille, Vorrichtung zum Verwinden von Schlagflügeln (230 273)	92
— Vorrichtung zum Verwinden der Tragflächen (228 604)	15	Reißner, Schraubenpropeller (224 053)	227
Frankenberg, Curt von — und Ludwigsdorf, Vorrichtung zur Signalgebung für Luftschiffahrtszwecke (232 921 und 232 922 als Zusatz)	227	— Schraubenpropeller, angetrieben durch einen Motor mit umlaufenden Zylindern, Zusatz zum Patente 224 053 vom 13. August 1909 (238 221)	287
Gesellschaft für Ausführung freitragender Dachkonstruktionen in Holz, System »Stephan« G. m. b. H., Einrichtung zum Einbringen von Luftschiffen in Hallen (230 311)	176	Reithoffer, vormals Menier, Vereinigte Gummiwarenfabriken Harburg, Wien, Ballonventil (230 623)	104
Gesellschaft für chemische Industrie in Basel, Verfahren zur Darstellung wasserfreier Hydrosulfite durch Entwässerung der kristallwasserhaltigen Salze mittels Natrium-Alkoholat (Kl. 12i 227 779)	40	Rekar-Portland, Luftschifftragkörper mit äußerer Versteifung durch ringartige Körper (237 294)	286
Gettmann, Fritz A., Luftschiff, dessen Tragkörper durch einen Rahmen versteift ist (227 245)	39	Rheinische Metallwaren- und Maschinenfabrik, Startvorrich- tung für Flugapparate (234 008)	175
Gnome, Société des Moteurs-Paris, Explosionskraftmaschine mit strahlenförmig angeordneten Zylindern (240 959)	276	Ricaldoni und Crocco, Dämpfungsvorrichtung für Luft- und Wasserfahrzeuge (233 267)	176
Graf, Doppelzündkerze für Explosionskraftmaschinen (238 300)	240	Rodeck, C. G., Luftschiff, dessen Tragkörper durch einen Ring versteift wird (227 153)	39
Helpertz, Kadletz, Schlöszler, Flugmaschine mit Wendeflügel- rädern, deren Flügel senkrecht zueinander an gemeinsamen Achsen einseitig angeordnet sind (227 005)	38	Rogestvensky-Moskau, Abflugvorrichtung für Flugmaschinen, bei denen der Abflug durch am Untergestell selbst ange- brachte federnde Organe eingeleitet wird (237 555)	285
Hildebrand, Selbsttätiger Schalter für Stabilisierungsvorrich- tungen für Flugzeuge u. dgl. (237 900)	287	Rund und Sandon, Ballonstoff, bei welchem zur Erhöhung der Zerreißfestigkeit in die Kette allein oder in Schuß und Kette besondere festere Fäden eingewebt werden (228 270)	40
Hirth, Albert, Luftschraube, deren Blätter durch konzentrisch liegende Teile geteilt sind, deren Neigung für sich einstell- bar ist (227 769)	39	Ruthardt & Co., Von der Welle des magnet-elektrischen Zünd- apparates gesteuerte Unterbrechereinrichtung für gemischte Zündung (238 123)	240
Höfer, W., Kurbel für mehrere Pleuelstangen (221 088)	52	Ruthenberg, Luftschiff mit Kielgerüst (232 158)	176
Höltring, Einrichtung zur Beseitigung der schädlichen Auftrieb- wirkung beim Abwerfen von schweren Sprengkörpern aus Luftschiffen (234 009)	200	Sandon, Rund, Ballonstoff, bei welchem zur Erhöhung der Zerreißfestigkeit in die Kette allein oder in Schuß und Kette besondere festere Fäden eingewebt werden (228 270)	40
Hoffmann, Versteifungsgurt und Abgasdämpfer für Umlauf- motoren (237 182)	199	Saul, S., Vorrichtung zum Anzeigen der oberen Nebel- oder Wolkengrenze mittels Fesselballon oder Drachen (227 156)	39
Hofmann-Genf, Steuervorrichtung für Drachenflieger. Zusatz zum Patente 222 493 vom 16. März 1909 (238 087)	287	Seck, Umsteuerung für Explosionskraftmaschinen (232 294)	92
Hue, Eugen Auguste Théophile-Paris, Stoskop (229 504)	40	Siemens-Schuckertwerke G. m. b. H., Luftballonventil (227 151)	16
Huscher, Explosionskraftmaschine mit kreisendem Kolben. (Zusatz zum Patente 211 087. — 239 474)	252	— Flügel für Flugzeuge mit Rippen aus mehreren übereinander liegenden Stahldrähten (229 177)	40
Huth, Vereinigtes Ein- und Auslaßventil für Verbrennungs- motoren (46 882)	92	— Verfahren zur Bestimmung des Luftinhaltes der Ballonnetts von Prallballons (238 237)	286
Jucho, Max, Anker- und Landevorrichtung für lenkbare Luft- schiffe (229 314)	40	Sklenar-Budapest, Ventillose Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten kreisenden Zylindern (237 374)	199
Kadletz, Schlöszler, Helpertz, Flugmaschine mit Wende- flügelrädern, deren Flügel senkrecht zueinander an gemein- samen Achsen einseitig angeordnet sind (227 005)	38	Schiavone, Mario, Ferrandina-Italien, Starres Luftschiff mit mehreren miteinander verbundenen Ballonkörpern (231 986)	176
Keersmaecker, Benoit de — Wolverthem, Propeller mit um die Längsachse drehbaren Flügeln (238 086)	287	Schlösser, Helpertz, Kadletz, Flugmaschine mit Wende- flügelrädern, deren Flügel senkrecht zueinander an ge- meinsamen Achsen einseitig angeordnet sind (227 005)	38
Kieling, Steuerung für Explosionskraftmaschinen mit um- laufenden Zylindern (238 186)	240	Schmidt, Otto, Flugmaschine mit in entgegengesetzter Rich- tung horizontal umlaufenden Schraubenflügeln (232 066)	136
Killat, Einrichtung zur Erhaltung der Stabilität von Flug- zeugen mit mehreren nicht gleichachsig liegenden Luft- schrauben (233 099)	175	Schütte, Gerippeluftschiff mit die Tragkörper durchdringenden Verspannungen (234 453)	226
Kropp, Karl, Flugmaschine mit Wendeflügelrädern (231 537)	52, 136	— Steuervorrichtung für Luftschiffe (233 098)	227
Lanchester-Engl., Regelungsvorrichtung für Verbrennungs- maschinen mit Knight-Steuerung (46 b. L. 29432)	38		

	Seite		Seite
Schütz, Werner von, Höhen- und Seitensteuerung für Luftfahrzeuge (231 577)	52, 136	Wankmüller, Einrichtung zum Verhüten des Platzens und Zusammenfallens von Ballons oder Ballonetten (234 825)	136, 200
Schworetzky, Zerlegbares Luftschiff (231 266)	176	— Einrichtung an Luftschiffen zur Abgabe optischer Zeichen (233 924)	227
Staben, Gustav, Luftschiff mit verstellbarer Gondel und verstellbaren Schrauben (229 236)	40	Wegner von Dallwitz, Vorrichtung zur Herstellung von Propellern (238 088)	276
«Stephan» Holz-System, Gesellschaft für Ausführung freitragender Dachkonstruktionen — G. m. b. H., Einrichtung zum Einbringen von Luftschiffen in Hallen (230 311)	176	Weiß-Paris, Ventilanzordnung für Explosionsmotoren (W 33 985)	38
Stiebitz-Palisades Park, V. St. A., Förderwagen für Luftschiffe (234 452)	226	Wimmer, Ventilhaube für Verbrennungskraftmaschinen (238 187)	240
Vereinigte Gummiwarenfabriken Harburg-Wien, vormals Menier — J. N. Reithoffer, Ballonventil (230 623)	164	Windhoff, Luftgekühlter Zylinder für Verbrennungskraftmaschinen mit kreisenden Zylindern (230 954)	52
— Tragkörper für Prallschiffe (233 314)	227	— Vorrichtung zur Vermeidung des Durchgehens der kreisenden Zylinder einer Verbrennungskraftmaschine (46 b. 35 396)	92
Wachter, Schmiervorrichtung für die Hauptwellen von Luftschiffen und Flugzeugen (229 664)	52	Wunderlich-Brüssel, Flugmaschine mit auf wagerechten Wellen zwischen besonderen Saug- und Druckkammern angeordneten Flügelrädern (226 765)	16
Wagner, Luftschiff (230 662)	92	Zorn, Schnell lösbare Kupplung für Luftschiffe (237 480)	240
— Dr. und Edler von Radinger, Rohre für Luftfahrzeuggerüste (227 152)	38		

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMAN
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG
DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN.
HOCHSCHULE MÜSKAU

DR.-ING. VON PARSEVAL
DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN
A. WAGENER
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

14. Januar 1911.

Heft 1.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Messungen des elektrischen Potentialgefälles in der Nachbarschaft eines Zeppelin-Luftschiffes. Von Dr. Max Dieckmann. S. 1.
Umlauf-Motoren. Von G. Schendel. (Fortsetzung.) S. 5.

Ausstellungsberichte. Technisches vom zweiten Pariser aeronautischen Salon. Von Ob.-Ing. Mich. Gabriel, Berlin-Johannisthal. (Schluß.) Mit Tafel I. S. 9.
Sportliche Nachrichten. S. 14. — Patentschau. S. 14.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Messungen des elektrischen Potentialgefälles in der Nachbarschaft eines Zeppelin-Luftschiffes.

Von Dr. Max Dieckmann, München.

Die Frage, inwieweit ein Ballon oder ein Luftschiff durch atmosphärische Elektrizität gefährdet sei, kann allgemein so beantwortet werden, daß immer dann eine kritische Situation besteht, wenn — namentlich bei Anwesenheit von Knallgas — in der Nachbarschaft des Luftschiffes abnorm große Werte des elektrischen Potentialgefälles auftreten.

Wenn man das normale atmosphärische Erdfeld zu Grunde legt und man annimmt, daß das Luftschiff elektrische Eigenladung besitzen, verlieren und erwerben kann, während es sich als Leiter im elektrostatischen Erdfeld bewegt, so lassen sich gewisse Gesichtspunkte gewinnen über den Verlauf des Feldes und somit die Beträge des elektrischen Potentialgefälles in seiner Nachbarschaft. Einige der zur Illustrierung entworfenen Skizzen und Modellmessungen¹⁾ dürften jedoch den wahren Verhältnissen nicht völlig gerecht geworden sein. Eine Neubearbeitung wird zweckmäßig erst erfolgen, wenn hinreichendes bei den Aufstiegen gewonnenes Beobachtungsmaterial zur Ergänzung der allgemeinen Annahmen beigebracht werden kann.

Als erster Beitrag zu diesem Material mögen nachfolgend die Ergebnisse zweier mit dem L. Z. VII angestellten Messungsfahrten dienen, die mit nach Möglichkeit definierten experimentellen Anordnungen angetreten wurden. Trotzdem wird es sich empfehlen, das vorliegende Material nur mit Vor-

sicht zu weitergehenden Schlüssen zu benutzen und seine Bestätigung oder Modifikation durch weitere Messungen abzuwarten.

Die Messungen fanden gelegentlich des zweiten und dritten Aufstieges des L. Z. VII am 19. und 20. Juni auf Veranlassung des Luftschiffbaus Zeppelin statt und wurden durch Herrn Oberingenieur Kober auf das eifrigste gefördert.

Nach Lage der Sache konnte es sich zunächst nur um eine allgemeine Orientierung handeln, wobei von seiten der

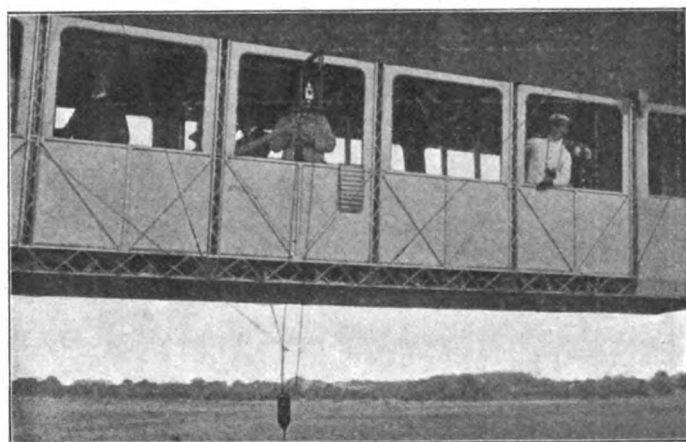


Fig. 1. Aufhängung der Meßinstrumente an der Passagierkabine.

Gesellschaft besonderer Wert auf die Beantwortung der Frage gelegt wurde, ob man das Potentialgefälle in der Nachbarschaft des Ballons mit bereits hinreichend praktischer Meßanordnung kontrollieren könne.

Zur Verfügung standen drei Elektrometertypen.

1. Ein Wulffsches Elektrometer der Firma Günther & Tegetmeyer in Braunschweig mit einem Meßbereich

¹⁾ Ebert und Lutz: Beiträge zur Physik der freien Atmosphäre Bd. II Heft III. Der Freiballon im elektrischen Feld der Erde.

Dieckmann: Gefährdung von Luftschiffen durch atmosphärische Elektrizität. Prometheus Jahrgang XIX, S. 785.

Ebert: Die Lufterlektrizität. Vorträge auf der Ila 1909.

Dieckmann: Magnetische und elektrische Probleme für die Luftschiffahrt. Deutsche Zeitschrift für die Luftschiffahrt 26. Jan. 1910.

(ohne Hilfsladung) bis etwa 150 Volt. Das Instrument läßt sich in seiner Aufhängung in einem Holzkasten in Fig. 1 erkennen.

2. Ein Lutz-Edelmansches Saitenelektrometer der Firma M. Th. Edelmann in München, versehen mit

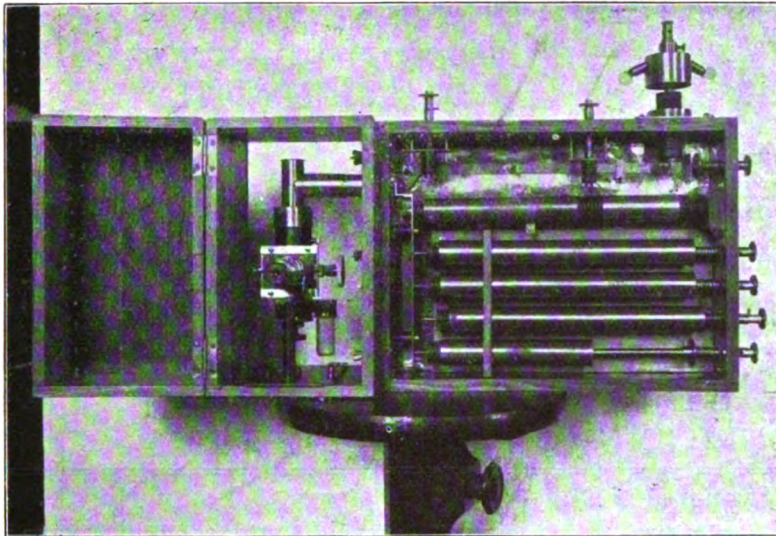


Fig. 2. Lutz-Edelmansches Saitenelektrometer mit Spannungsteiler von Dieckmann.

dem vom Referenten angegebenen¹⁾ Spannungsteiler, der das Instrument zu Messungen bis zu 25 000 Volt in 21 Meßbereichen geeignet macht. Vgl. Fig. 2, die das Instrument mit geöffnetem Spannungsteiler zeigt.

3. Ein vom Referenten angegebenes von der Firma Günther & Tegetmeyer konstruierter dreiteiliger Spannungsmesser, der wie Fig. 3 erkennen läßt, drei Braunsche Voltmeter in einem kardanisch aufhängbaren Gehäuse vereinigt. Alle drei Instrumente sind fast gleich empfindlich, sie reichen

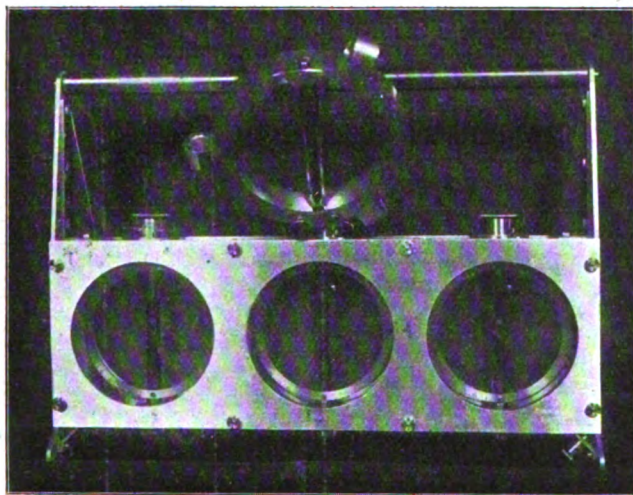


Fig. 3. Dreiteiliger Spannungsmesser von Günther & Tegetmeyer.

bis etwa 1000 Volt. Die Isolation besteht aus Bernstein, die Nadeln haben Arretiervorrichtung.

An Ausgleichern waren vorhanden zwei Tropfkollektoren und vier Poloniumsonden, die aus elektrolytisch mit RaF bezogenen Platinblechen von je ca. 15 qcm Oberfläche bestanden.

Die Ausrüstung wurde ergänzt durch zahlreiche Gockelisolatoren, hochisolierende Befestigungsteile und Sonden-

¹⁾ M. Dieckmann, Über eine einfache Anordnung zur Messung hoher elektrostatischer Spannungen und zum Vergleich von Kapazitäten. Physik. Zeitschr. 11. Jahrg. 1910, 14—16.

halter, von welchen letzteren Fig. 4 und 5 die Querschnitte zeigen. Außerdem wurden eine kräftige Zambonisäule, zahlreiche Kilosäcke Ballastsand, ein gerilltes Aluminiumblech, auf dem der Sand beim Ausgeben herunterrieselte, ein Wasserzerstäuber und Wasservorrat an Bord genommen.

Die Höhen wurden an einem dem Luftschiffbau gehörigen Höhenmesser abgelesen.

1. Meßaufstieg.

Da es zunächst wertvoll erschien, die Größenordnung und Meßbarkeit der auftretenden Spannungswerte zwischen einem Punkte der Nachbarschaft des Flugschiffes und dem Flugschiff selbst festzustellen, so wurde der leichten Zugänglichkeit halber ein Punkt P (vgl. Fig. 6) unterhalb der Passagierkabine gewählt. Die später in Tabelle I und der graphischen Darstellung Fig. 9 mitgeteilten Voltangaben sagen also aus, daß zwischen diesem Punkte P und dem Metallgerippe des Luftschiffes Spannungsdifferenzen der angegebenen Höhe beobachtet wurden.

Zur Befestigung des Kollektors in P diente ein Galgen A (Fig. 7), der in der Kabine festgebunden wurde. Mittels eines Schnurlaufes B war es möglich, das Gefäß des Wasserkollektors C , an dessen Ausflußöffnung überdies zwei Poloniumkollektoren angebracht waren, einzuholen. Durch einen Gockelisolator D war der Kollektor von der leitenden Aufhängung, die also einer Deformation des Luftschiffes gleichkam, isoliert. Der Abstand zwischen Isolationsstelle und der Ausflußöffnung betrug 40 cm. Die horizontale Entfernung des Ausgleichspunktes P vom linken unteren Rand der Kabine wurde zu ca. 122 cm, der vertikale Abstand zu 160 cm gewählt.

Durch einen Draht E , der oben durch einen weiteren Gockelisolator F vom Luftschiff isoliert wurde, konnte die Spannung des Kollektors dem Spannungsmesser zugeführt werden.

Als Spannungsmesser war zunächst das Wulffsche Instrument angeschlossen, dessen Gehäuse mit benachbarten blanken Teilen des Aluminiumgerippes leitend verbunden wurde. Später, als der Meßbereich des Wulffschen Elektrometers nicht ausreichte, wurde das auf zwei Korbesseln der Kabine aufgestellte Lutz-Edelmansche Elektrometer mit dem Spannungsteiler benutzt.

Vor Beginn der Fahrt, solange das Luftschiff noch in der Halle lag, wurden die Instrumente und die Meßanordnung

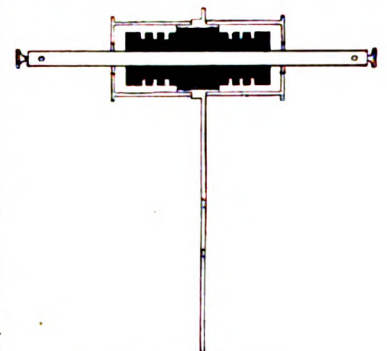


Fig. 4. Sondenhalter 1.

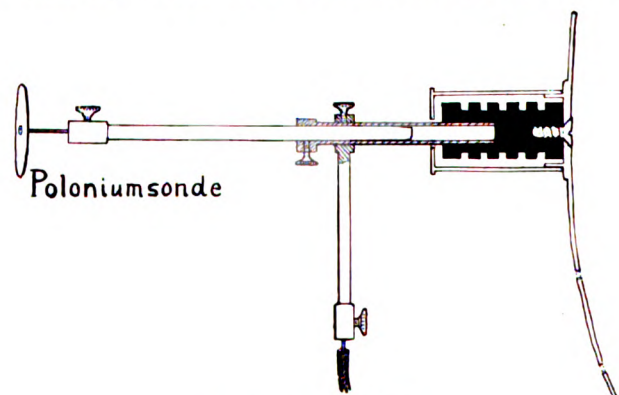


Fig. 5. Sondenhalter 2.

auf richtiges Funktionieren geprüft. Es wurde bei geschlossenem Hahn des Wasserkollektors und entfernten Po-

Ioniumsonden das Metallgefäß des Kollektors mit einem Pole der Zambonisäule berührt. Das Ausschlagen des Elektrometers zeigte dann an, daß die Verbindungsleitung in Ordnung war. Die Güte der Isolation wurde dadurch festgestellt, daß der Ausschlag des Elektrometers in dieser Schaltung in einigen Minuten nur unwesentlich zurückging.

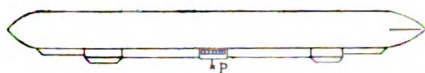


Fig. 6. Lage des Meßpunktes P am Luftschiff.

Während der Fahrt waren die Erschütterungen durch die Motoren in der Kabine relativ gering. Das Ablesen des Wulfschen Elektrometers machte, wiewohl beide Fäden gelegentlich vibrierten, keine Schwierigkeiten, wenn man

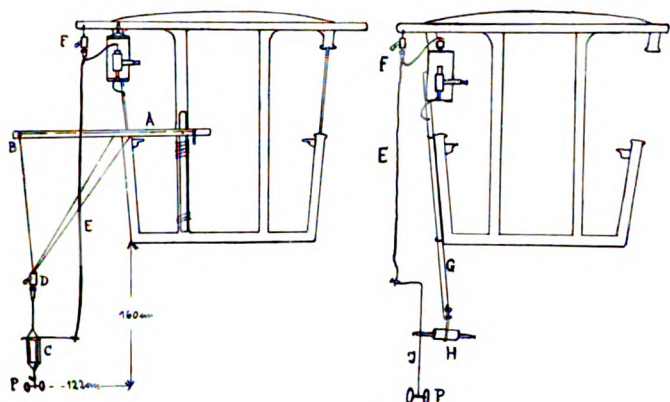


Fig. 7.

Fig. 8.

Schematische Schnittzeichnung durch die Passagierkabine mit der Befestigung der Instrumente.

sich auf das Ablesen ganzer Skalenteile beschränkte. Das Lutz-Edelmanssche Elektrometer, dessen Saite mäßig gespannt war, so daß einer seitlichen Neigung des Instrumentes um 45° etwa ein kleiner Skalenteil-Ausschlag entsprach,

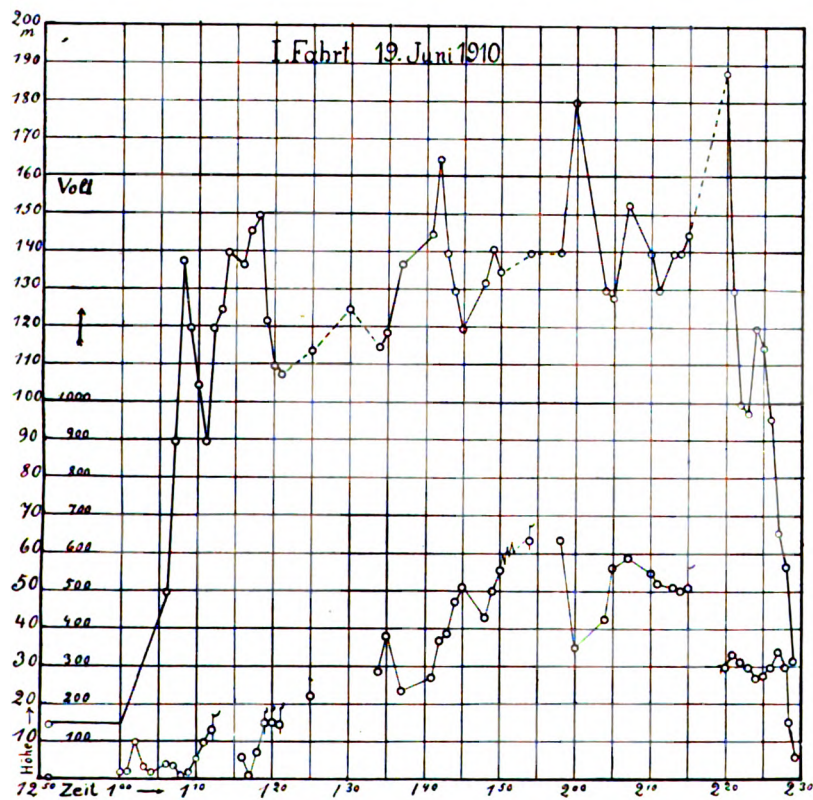


Fig. 9. Graphische Darstellung der beobachteten Spannungen beim 1. Meßaufstieg.

war fast erschütterungsunempfindlich. Auch die Brannschen Elektrometer erwiesen sich in ihrer kardanischen Aufhängung, speziell was Erschütterungsunempfindlichkeit angeht, brauchbar. Die Beobachtungseinzelheiten während des Verlaufes der Fahrt sind in der beiliegenden Tabelle I enthalten. »Elektrometer entladen« bedeutet, daß die Spannungszuleitung zum Elektrometer mit einem am Aluminiumgerippe befestigten blanken Draht berührt wurde, der Ausschlag also auf den Nullpunkt zurückging. Diese Entladung mußte u. a. mehrfach vorgenommen werden, um das Elektrometer nicht über seinen Meßbereich zu beanspruchen. Während des ganzen Verlaufes der Fahrt — besonders kräftig gegen Ende — floß aus einem Wasserballastreservoir verspritzend Wasser aus. Die Witterung hatte durchaus Schönwettercharakter. Das Luftschiff blieb bei seiner Fahrt immer in der Nähe Friedrichshafens.

II. Meßaufstieg.

Die Messungen des ersten Tages sollten bei der am 20. Juni 1910 stattfindenden Fahrt fortgesetzt und wenn möglich durch Beobachtungen an einem zweiten an der Spitze des Flugschiffes angebrachten Kollektor ergänzt werden. Auf Grund der Erfahrungen der ersten Fahrt wurde aber auch die Kollektorbefestigung unter der Kabine umgeändert.

Es hatte sich trotz seitlicher Verspannungen des unteren Gockelisolators nicht verhindern lassen, daß das Kollektorgefäß bei der Fahrt schwankte. Da die Aufladezeit der Poloniumkollektoren hinreichend klein erschien, wurde bei dieser zweiten Fahrt von der Benutzung des Wasserkollektors gänzlich abgesehen und eine starre Befestigung der Poloniumsonden hergestellt. Wie Skizze 8 erkennen läßt, war seitlich außen an der Kabine ein ca. 2 m langes Aluminiumprofil *G* befestigt, an das unten ein Isolator *H* (nach Fig. 5) angeschraubt war. Durch eine Klemme dieses Isolators wurde ein kräftiger vertikal verstellbarer Draht *J* geführt, der unten zwei Poloniumkollektoren *P* trug und oben durch eine Drahtleitung *E* über einen Gockelisolator *F*, ähnlich wie vorher, mit dem Spannungsmesser in Verbindung stand. Der Ab-

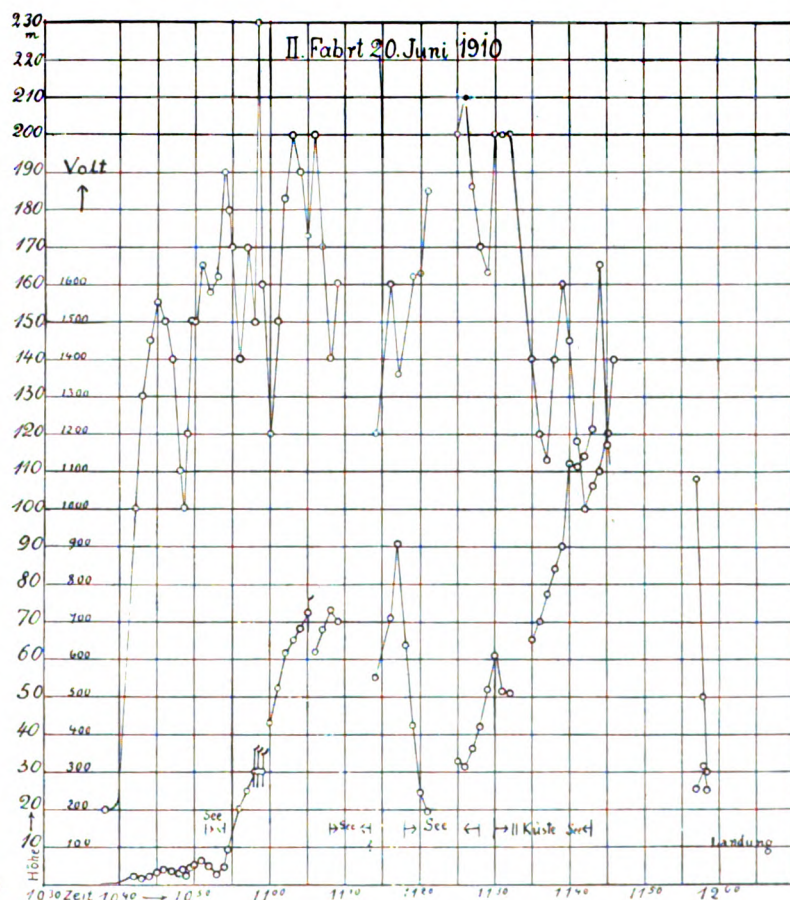


Fig. 10. Graphische Darstellung der beobachteten Spannungen beim 2. Meßaufstieg.

Tabelle 1.

I. Aufstieg 19. Juni 1910.

Zeit	Unkorrigierte Höhe in m	Abgelesene Spannung in Volt	
12 ⁵¹	15	0	Aus der Halle.
1 ⁰⁰	—	23	Aufstieg.
01	—	23	
02	—	104	
03	—	40	
04	—	23	
06	50	43	
07	90	40	
08	138	14	
09	120	28	
1 ¹⁰	105	60	
11	90	101	
12	120	137	Elektrometer entladen.
13	125	—	Kollektor eingeholt, Wasser nachgefüllt, Hahn abgestellt.
14	140	—	
16	137	65	
17	146	18	
18	150	77	
19	122	155	Elektrometer entladen.
1 ²⁰	110	155	Elektrometer entladen.
21	108	150	Elektrometer entladen. Das Wulffsche Instrument durch das von Lutz-Edelmann ersetzt, direkte Schaltung.
23	114	225	Spannungsteiler angeschaltet (II 2, 3, 4).
1 ³⁰	125	—	
34	115	290	
35	119	385	Zur Ermittlung des Vorzeichens wird die Elektrometerklemme mit einer Zambonisäule berührt.
37	137	240	— angelegt steigert den Ausschlag, + angelegt vermindert.
1 ⁴¹	145	275	
1 ⁴²	165	373	
43	140	394	
44	130	475	
45	120	515	
48	132	435	
1 ⁴⁹	141	505	
1 ⁵⁰	135	560	Es wird aus Kilosäcken Sand geschüttet, der Ausschlag steigt momentan um 30 bis 40 Volt und geht sofort zurück dies dreimal wiederholt. Wasserspritzen zeigt gar keine Wirkung.
—	—	600	Braunsches Voltmeter angelegt zeigt ca. 480 Volt.
—	—	570	
54	140	640	
58	140	640	
2 ⁰⁰	180	354	
04	130	430	
06	128	565	
07	153	590	
2 ¹⁰	140	550	
11	130	525	
13	140	515	
14	140	506	
15	145	515	
—	—	—	Es werden zwei Beobachtungen der Aufladezeit angestellt. Nach Entladung steht das Elektrometer einmal nach 45 Sek. dann » ca. 62 » auf dem vormaligen Skalenteil.
2 ²⁰	188	300	
21	130	333	
22	100	318	
23	98	300	
2 ²⁴	120	278	
25	115	280	
26	96	301	
27	66	348	
28	57	301	
—	—	156	
29	32	100	
—	—	65	Taue werden ausgeworfen. Landung.

Tabelle 2.

II. Aufstieg 20. Juni 1910.

Zeit	Unkorrigierte Höhe in m	Abgelesene Spannung in Volt	
10 ³¹	—	—	Aus der Halle.
36	—	—	
38	20	—	Aufstieg.
10 ⁴²	100	20	Lutz-Edelmansches Elektrometer direkt geschaltet.
43	130	14	
44	145	20	
45	155	30	
46	150	39	
47	140	36	
48	110	30	Motoren stoppen.
48,5	100	40	
49	120	23	Motoren gehen wieder an.
49,5	150	45	
10 ⁵⁰	150	51	
51	165	62	
52	158	49	Auf den See.
53	162	25	
54	190	45	
54,5	180	94	Auf das Land.
55	170	—	
56	140	200	
57	170	250	
58	150	300	Elektrometer entladen.
58,5	230	300	» »
59	160	300	» »
11 ⁰⁰	120	430	Spannungsteiler ausgeschaltet (II 2, 3, 4).
11 ⁰¹	150	523	Elektrometer unempfindlicher gestellt.
02	183	617	Spannungsteiler II, 3, 4.
03	200	650	
04	190	681	
05	173	725	
06	200	620	
07	170	680	
08	140	730	Auf den See.
09	160	700	
—	—	—	
11 ¹⁴	120	550	Über Land, Sonde 30 cm gehoben.
16	160	710	
17	136	906	
18	142	639	Auf den See.
19	162	423	
11 ²⁰	163	245	
21	185	195	
—	—	—	
11 ²⁵	200	330	Sonde in die alte Lage gebracht.
26	210	315	
27	186	362	
28	170	420	Auf das Land.
29	163	520	
11 ³⁰	200	610	Längs des Ufers.
31	200	515	
32	200	510	
11 ³⁵	140	650	
36	120	700	
37	113	773	
38	140	840	
39	160	900	
11 ⁴⁰	145	1120	Auf den See.
41	118	1110	
42	100	1140	
43	106	1210	Auf das Land.
44	110	1650	
45	120	1170	
46	140	—	An den Braunschen Elektrometern die Spitzensonde beobachtet.
—	—	—	Geringe, schwer meßbare Ausschläge.
11 ⁵⁷	108	252	
58	50	315	
58,5	30	250	Landung.

stand zwischen den Sonden und dem Isolator betrug anfänglich 40 cm, später 25 cm. Als Spannungsmesser wurde das Lutz-Edelmanssche Elektrometer mit dem Spannungsteiler in einer Fensteröffnung der Kabine aufgehängt.

Der Sondenhalter für den Kollektor an der Spitze des Fahrzeuges war bereits zuvor starr in der Mitte der Kappenwölbung der vordersten Luftschiffzelle angebracht worden. Mit Hilfe dreier Isolatoren wurde eine isolierte Drahtleitung bis zur Passagierkabine geführt. Das Ende der Leitung

konnte hier entweder an das Wulffsche oder an die Braunschen Elektrometer, deren Gehäuse mit dem Flugschiffgerippe in Verbindung standen, gelegt werden. Der Sondenhalter (Fig. 5) wurde an seiner Spitze mit gleichfalls zwei Poloniumsonden armiert, die dann ca. 53 cm von der Isolierhülle

resp. 59 cm von der Luftschiffoberfläche entfernt waren. Wie tags zuvor wurden beide Leitungen und Isolatoren vor Antritt der Fahrt geprüft.

Die Beobachtungen während des Aufstieges finden sich in Tabelle II und graphisch in Fig. 10 verzeichnet. Von einer Veröffentlichung der Ablesungen an der »Spitzensonde« muß jedoch abgesehen werden, da die Spannungen häufig von der Größe waren, daß der Meßbereich des Wulfschen Elektrometers nach oben hin, der des Braunschen Elektrometers nach unten hin nicht ausreichte. Nur gelegentlich konnten Ausschläge des Braunschen Elektrometers beobachtet werden, so namentlich ein relativ großer Ausschlag kurz vor der Landung.

Die Beobachtungen dieser zwei Meßfahrten können natürlich nicht dazu dienen, ein abschließendes Urteil über die normalen Spannungsverhältnisse in der Nachbarschaft eines metallenen, durch Benzinmotoren betriebenen Luftschiffes zu bilden.

Bemerkenswert und jedenfalls der Nachprüfung würdig erscheint der Umstand, daß die Gefällwerte mit der Fahrtdauer zunächst fast ununterbrochen zunehmen, weit über eine Zeit hinaus, die als Aufladezeit für die Kollektoren in Frage käme. Nach dem Ergebnis der ersten Fahrt scheint dabei für eine unter dem Luftschiff befindliche Sonde eine gewisse Reziprozität zwischen Gefälle und Höhe zu bestehen. Zu den Zeiten 1 Uhr 17 Min., 1 Uhr 40 Min., 2 Uhr wurden bei relativ großer Luftschiffhöhe relativ kleine Gefälle gemessen.

Bei der zweiten Fahrt tritt eine derartige Reziprozität kaum deutlich hervor. Erwähnenswert ist hier aber eine andere Beobachtung, deren Nachprüfung außerordentlich erwünscht wäre. Der Kurs des Luftschiffes ging mehrmals auf den Bodensee hinaus oder verlief auf kurze Strecken parallel zum Ufer. Bei der Beobachtung 10 Uhr 52 Min., bei der das Gefälle deutlich zurückging, wurde zufällig konstatiert, daß das Luftschiff gerade in der Vertikalen die Grenze zwischen Land und See passierte. Als dann das Luftschiff nach kurzer Überschneidung einer Bucht nach 10 Uhr 54 Min. wieder über Land kam, schnellte die Spannung förmlich nach oben. Es wurde deshalb im folgenden nach Möglichkeit mitnotiert, ob der Kurs über Wasser oder Land führte. Der beobachtete Sprung 11 Uhr 18 Min. würde außerordentlich für einen Unterschied in den Feldverteilungen über Wasser und Land sprechen, wenn nicht gleichzeitig ein Steigen des Luftschiffes eingetreten wäre.

Für eine allgemeine Orientierung gaben die Fahrten hinreichende Anhaltspunkte. Die Gefällwerte in der Nachbarschaft des Luftschiffes lassen sich bequem beobachten. Um Komplikationen zu vermeiden, wird man, falls man über empfindliche Meßinstrumente verfügt, die Sonden in äußerst kurzem Abstand vom Flugschiff anbringen müssen. Für den Fall jedoch, daß man die robusten Braunschen Voltmeter vorzieht, wird man zweckmäßig Instrumente mit mehreren anschließenden Meßbereichen zur Verfügung halten.

Einwandfreie Ergebnisse über die normalen Gefällwerte in der Nachbarschaft des Luftschiffes während der einzelnen Abschnitte einer Fahrt werden sich gewinnen lassen, wenn ein Luftschiff hinsichtlich seiner Manöver zur Verfügung des luftelektischen Beobachters steht.

Zusammenfassung. Gelegentlich zweier Aufstiege des LZ VII am 19. und 20. Juni 1910 wurden bei Schönwettercharakter Potentialmessungen ausgeführt. Die Meßanordnung und die Ergebnisse werden mitgeteilt. Die Beobachtung, daß der Gefällwert für eine unter dem Luftschiff angebrachte Sonde dauernd stieg, sowie daß scheinbar über Wasser und Land Unterschiede im Gefällwert bestanden, werden der Nachprüfung empfohlen.

Umlauf-Motoren.

Von G. Schendel (Fortsetzung aus Heft 23, 1910).

Den Sitz für das Auspuffventil (Fig. 26) schrauben wir in den Kopf des Zylinders nach Zwischenlage eines

Kupferringes zur Dichtung. Vorher haben wir das Ventil (Fig. 27) mit seiner Führungshülse in dem Sitz untergebracht.

Das Auspuffventil wiegt bei einem größten Durchmesser von 52 mm 53 g, und da es von der Motorachse einen Ab-

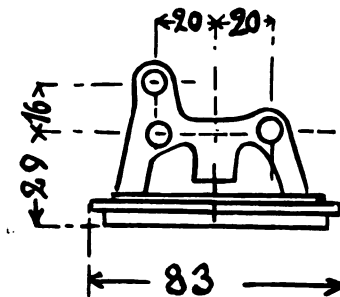


Fig. 26. Sitz für das Auspuffventil.

stand von $132 + 239 \text{ mm} = 0,37 \text{ m}$ hat, steht es bei 1300 Umdr./Min. unter einem Druck aus der Zentrifugalkraft von

$$136^2 \cdot 0,37 \cdot \frac{0,053}{9,81} \approx 37 \text{ kg},$$

bei 600 Umdr./Min., der niedrigsten Betriebszahl,

$$63^2 \cdot 0,37 \cdot \frac{0,053}{9,81} \approx 8 \text{ kg}.$$

Wir sehen, während des Betriebes genügt die Zentrifugalkraft, um das Ventil auch während des Saughubes dicht zu

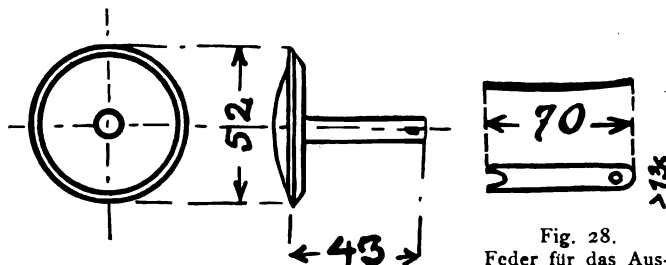


Fig. 27. Auspuffventil.

Fig. 28. Feder für das Auspuffventil.

halten, bei 600 Umdr./Min. noch gegen einen Unterdruck von $0,4 \text{ kg/cm}^2$. Um jedoch auch in der Ruhe und beim Anlassen zu schließen, ist eine kleine Feder vorgesehen, und zwar keine Spiralfeder, die zu viel Platz und Gewicht beanspruchen würde, sondern fünf Blattfedern (Fig. 28) sind übereinander gelegt.

Die Zentrifugalkräfte sind durch Gegengewichte ausgeglichen. Auf den ersten Abbildungen sieht man noch ein

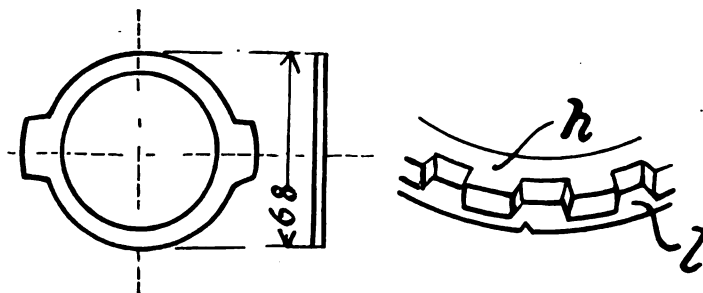


Fig. 29. Dichtungs- und Sicherungsring (s. Fig. 17).

Fig. 30. Sicherung durch Kupferring.

besonderes Gegengewicht, jetzt sind sie sinngemäß an die Hebel angelegt.

Um das Saugventil nachzusehen, ist es nicht nötig, den Zylinder abzunehmen. Solange das Auspuffventil noch nicht aufgeschraubt ist, kann man bequem mit der Hand hineingehen und das Saugventil nachfühlen. Auch herausnehmen läßt es sich leicht. Mit einem Schlüssel schlagen wir den hochstehenden Grat des Kupferringes (Fig. 29 u. 30) herunter, schrauben den Ventilsitz (Fig. 31) los und nehmen

ihn heraus. Damit bei einem Drehen des Motors nicht Kolben und Sitz auseinanderfallen, empfiehlt es sich, statt seiner eine Ersatzmutter einzusetzen.

Das Saugventil (Fig. 32) muß natürlich sorgsam durch Gegengewichte ausbalanciert sein. Es hat 44 mm Durchmesser

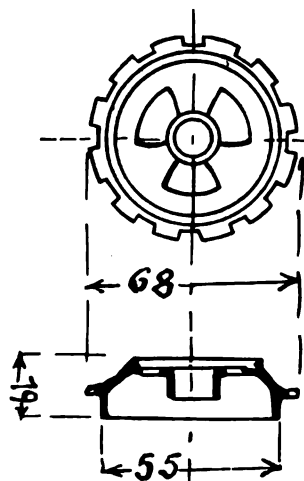


Fig. 31. Saugventilsitz.

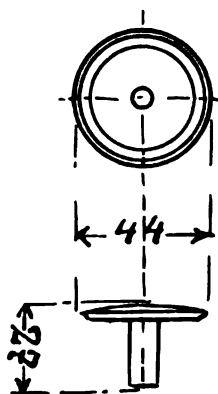


Fig. 32. Saugventil.

und wiegt 25 g, erreicht bei Beginn des Saughubes seinen größten Abstand von der Motorachse mit $\approx 300 \text{ mm} = 0,3 \text{ m}$. Seine Radialkraft wäre nach der Gleichung

$$Pr = M\omega^2 R + M \frac{dR}{dt}$$

zu ermitteln.

Wäre das Saugventil nicht ausgeglichen, so würde es vorzeitig geöffnet werden, denn es beträgt die Zentrifugalkraft

bei 1300 Umdr./Min. 18 kg d. i. 1,2 kg/cm²
 » 600 » 3,8 » » 0,25 »

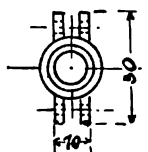


Fig. 33. Hülse für Gegengewichte.

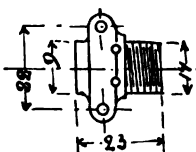


Fig. 34. Gegengewicht.

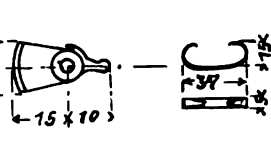


Fig. 35. Feder für Saugventil.

Zu dem Saugventil gehören daher nicht weniger als zehn verschiedene Einzelteile:

- der Ventilsitz (Fig. 31),
- der kupferne Sicherungsring (Fig. 29),
- die Hülse mit den Ohren für die Gegengewichte (Fig. 33),
- der Ventilteller (Fig. 32),
- zwei Gegengewichte (Fig. 34),
- die fünffache Feder (Fig. 35)
- und die dazugehörigen Achsen und Führungshülsen.

Sind alle Ventile an ihrem Platz, so kommt die Steuerung an die Reihe. An der Doppelhebelanordnung und der dünnen Stange erkennen wir, daß beim Gnôme-Motor Zugstangen statt Stoßstangen verwendet werden. Wir haben vorher den vorderen Deckel (Fig. 23), der die Steuerungsorgane enthält, fertig aufgesetzt. Jetzt müssen wir ihn noch einmal abnehmen, um einen Einblick zu bekommen und um die Steuerung zu regeln.

Wir sehen auf Fig. 24 direkt neben der Pleuelstange ein Zahnrad p^1 auf den kleinen Arm gekeilt. Es treibt die beiden Planetenräder p^2 , die durch zwei kleinere Räder (Fig. 36) ein mit den Nocken gekuppeltes und lose auf der Welle sitzendes Rad so antreiben, daß es sich halb so schnell wie der Pleuelstange dreht, wie es sich für Viertakt ergibt.

Um jeden der 7 Nocken (Fig. 37), die in der Zündfolge 1, 3, 5, 7, 2, 4, 6 sich auf den Umfang

verteilen, liegt ein Ring (Fig. 38), der auf beiden Seiten im Deckel gelagert und auf der einen Seite mit der Zugstange verbunden ist. Gegen seine Gleitfläche b drückt der Nocken (Fig. 37) und zieht ihn und damit die Zugstange und die Hebel des Ventils einwärts. Der große Hebel hebt den kleinen auf der anderen Seite an, und dieser drückt das Auspuffventil auf. Das Ventil soll nach der Anweisung 60° vor dem inneren Totpunkt öffnen und bald nach dem äußeren Totpunkt schließen.

Zur Regelung löst man den Deckel vom Gehäuse und zieht ihn so weit ab, bis die Planetenräder von dem festen Zahnrad frei sind. Dann kann man erstere an den Schraubenköpfen v (Fig. 23), die aus dem Deckel herausstehen, einstellen.

Bei dem 100 PS-Motor und bei der neuen Ausführung wenden die Gnôme-Werke Stoßstangen an. Bei ersterem vermutlich, weil der Platz für die 14 Ringe und deren Führungen knapp wurde. Ein Gewinn an Gewicht ist mit den Zugstangen auch nicht zu erreichen, denn was man an der Stange gewinnt, muß man an Gegengewichten und für die Ringe wieder aufwenden. Bei Stoßstangen wirken sich die Zentrifugalkräfte von Ventil und Stange entgegen.



Fig. 36. Steuerung: in der Mitte das lose Nockenrad, daneben die beiden Antriebsräder, herum die Führungen für die Zugstangen.

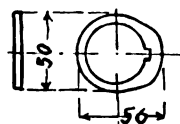


Fig. 37. Nocken.

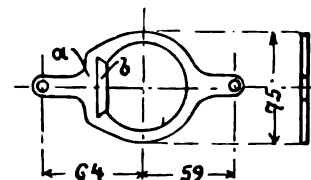


Fig. 38. Steuerungszugring.

So fein durchdacht alle diese Einzelkonstruktionen sind und so sicher infolgedessen der Gnôme-Motor arbeitet, so wird er sich, wenn erst der erste Rausch der Rekordleistungen, der gegenwärtig die Flugtechnik beherrscht, verflogen ist, schwerlich in dieser Form auf dem Markte halten können. Die hohen Beanspruchungen und die starke Abnutzung seiner vitalsten Teile beschränken die Lebensdauer des Gnôme-Motors gar zu sehr.

Wenn wir jetzt die Beanspruchungen ermitteln, wie sie sich für den Gnôme-Motor nach den in Heft 19 abgeleiteten Formeln ergeben, so brauchen wir auf die Fehlergrenze der dortigen Annäherungen, die übrigens weit unter dem für technische Zwecke erforderlichen Maße liegen, nicht näher eingehen, da die Auswertung auf rein graphischem Wege erfolgen soll und daher mit jeder beliebigen Genauigkeit durchgeführt werden kann. Die Fig. I des Diagramm-Beiblattes zeigt den Pleueltrieb mit den Größen

R = Pleuelabstand vom Pleuelmittelpunkt

$\frac{dR}{dt}$ = Pleuelgeschwindigkeit

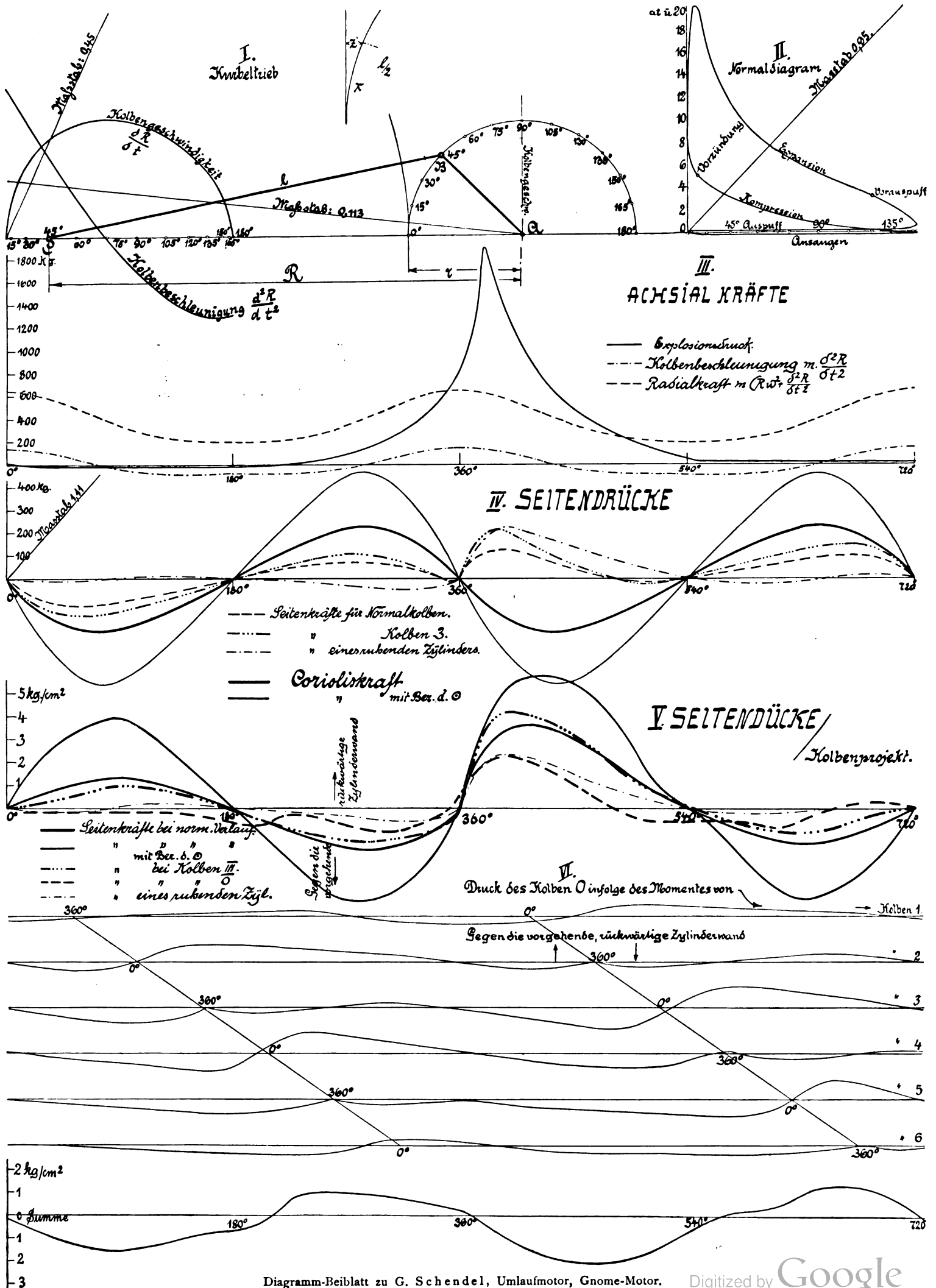
$\frac{d^2 R}{dt^2}$ = Pleuelbeschleunigung.

(Für die Konstruktion der Kurven verweise ich auf die Hütte I [20. Aufl. S. 828] und Tolle, Regelung der Kraftmaschinen.)

Fig. II zeigt ein Normaldiagramm.

Der Gnôme-Motor soll bei $n = 1300$ Umdr./Min. mit 7 Zylindern von $D = 110 \text{ mm}$ Bohrung und bei einem Hube von $H = 120 \text{ mm}$ 50 PS_e leisten.

Setzen wir den Wirkungsgrad $\eta = 0,75$; es erscheint dies richtig, trotz der hohen Pleueldrücke und trotz der bedeutenden Arbeitsmengen, welche der Luftwiderstand der Zylinder verschlingt (über 10% der Gesamtleistung), da andererseits infolge der geringen Anzahl der Lager und ihrer Aus-



Verbindungslinien nach B die normalen Pleuermittellinien und die Radien nach A die Zylinderachsen. Zeichnet man auf Pauspapier im gleichen Maßstab das Schema der Hauptpleuelstange nach Fig. 40 und heftet es mit einer Zwickel zentrisch in B an, so kann man deutlich den Verlauf der Winkelausschläge verfolgen. Denn ist die Hauptpleuelstange o um 1 Teilung vorgerückt, so muß Kolben 1 sich gerade im Totpunkt befinden, nicht aber das Pleuellager usw. Es wird gut sein, wenn zuerst die Teilung des Pleulkopfes gleichmäßig vorgenommen wird,

Fig. 41. Die Lagerauslenkung.

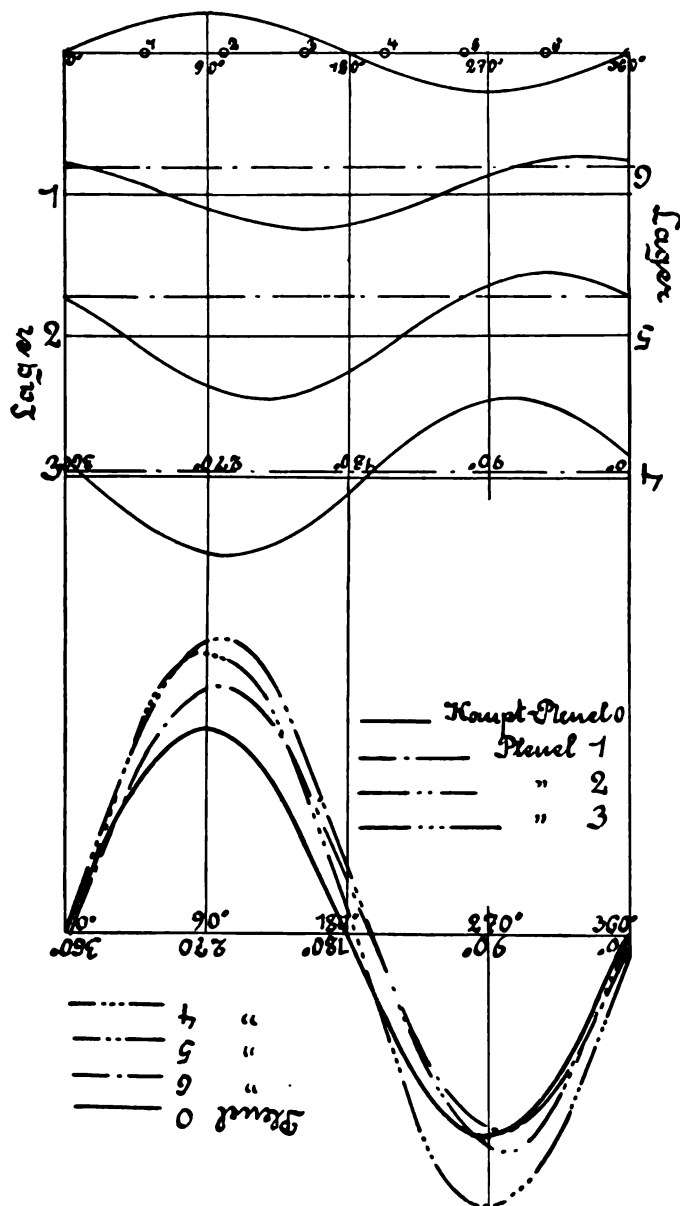


Fig. 42. Die Pleuelauslenkung.

wie die $-\cdot-\cdot-$ Linien (Fig. 40) angeben. Dann erhält man die 3 Differenzkurven des Diagramm 11, welche die Ausschläge δ der Lager 1, 2, 3 darstellen und wenn man das Diagramm auf den Kopf stellt, die von 4, 5, 6.

Wie Fig. 40 zeigt, sind die Lageraugen gegen die gleichmäßige Teilung verschoben. In dem Diagramm berücksichtigen wir dies, indem wir die Grundlinie um das gleiche Winkelmaß parallel verschieben, $-\cdot-\cdot-$ Linie.

Wir sehen, damit ist erreicht, daß im äußeren Totpunkt das Lager wieder ganz oder annähernd in die Ebene des Pleuelbolzen-Kurbelzapfens fällt.

Diese Anordnung der Pleuellager hat zur Folge, (Fig. 39) daß

1. die Auslenkung β des Pleuels aus der Zylinderachse verändert wird um den Winkel η . Fig. 42 stellt die Winkel $\epsilon = \beta + \eta$ dar.

2. da die Pleuermittellinie nicht mehr dauernd durch die Pleuelbolzenachse geht, sondern um den Abstand h (Fig. 39) davon vorbei geht, ein Moment entsteht, welches von der Hauptpleuelstange aufgenommen und durch die zwischen Kolben und Zylinder O auftretende Kraft K am Pleuellager L ausgeglichen werden muß.

3. die Bewegungen, Geschwindigkeiten jedes Kolbens etwas verschieden werden, da der Abstand CB (Fig. 39) nicht mehr konstant gleich l bleibt, sondern gleich $l' \cdot \cos \eta + r' \cdot \cos \delta$ wird. Den letzten Punkt wollen wir vollkommen vernachlässigen, denn die Unterschiede sind nicht wesentlich.

Für Punkt 1 u. 2 wollen wir nicht erst umständliche Formeln aufstellen, sondern wir tragen in dem Schema nach Fig. 1, wie es auf Seite 8 u. 9 beschrieben ist, die Resultierenden, die wir in Fig. III des Beiblattes erhalten haben, ein und können nun alle Werte graphisch mit jeder beliebigen Genauigkeit ermitteln. Die $-\cdot-\cdot-$ Linien in Fig. IV u. V zeigen den Verlauf der Normaldrücke für Kolben 3, dessen Pleuel ja die größten Auslenkungen erfährt. Die Werte für die übrigen Kolben liegen zwischen jener und der zuerst ermittelten normalen Linie.

Zu Punkt 2 ermitteln wir gleich die Belastung für den Quadratcentimeter Kolbenprojektion, indem wir die in das Schema eingetragenen Kräfte im Verhältnis

$$\frac{\text{Pleuel} \times \text{Kolbenprojektion}}{\text{Hebelarm}} = \frac{h}{0,213 \cdot 90}$$

teilen.

Fig. VI zeigt die Drücke von Kolben o gegen die Zylinderwand infolge der einzelnen Momente und ihre Summe. Diese haben wir von der dicken normalen Linie $---$ in Fig. V abzusetzen und erhalten (Fig. V die $---$ Linie) die wirklich am Kolben o auftretenden Drücke für den Quadratcentimeter Kolbenprojektion.

(Fortsetzung folgt.)

Ausstellungsberichte.

Technisches vom zweiten Pariser aeronautischen Salon.

Von Ob.-Ing. Mich. Gabriel, Berlin-Johannisthal. (Schluß.) Mit Tafel I.

Einen guten Eindruck machen auch die dem Gnôme-Motorgut »nachempfundenen« Motoren von Peugeot-Rossel (Fig. 40, Taf. I, und Fig. 41 u. 42, konstruiert von Farcot) mit Steuerung durch Kurvennut, ferner der Motor Verdet mit je 2 Saug-

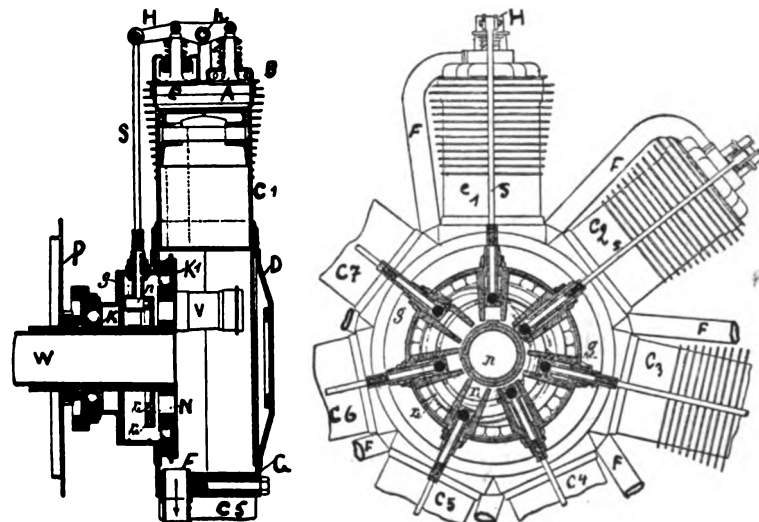


Fig. 41-42. Schnittzeichnung des Umlaufmotors von Rossel-Peugeot. C_1 bis C_7 Zylinder. W Kurbelwelle mit V Kurbelzapfen. K, K_1 Kugellager. G Kurbelgehäuse. D Gehäusedeckel. g Gehäuse für die Steuerung. n Nutenscheibe für die Steuerung. S Ventilstangen. P Befestigungsflansch.

und je 2 Auspuffventilen im Zylinderkopf. Den einen der beiden Kipphebel verlegt Verdet vom Zylinderkopf nach dem Umfang des Kurbelgehäuses.

Von Rotations-Motoren erwähne ich noch den von Filtz, den Zweitakt-Motor Laviator (Fig. 38, Tafel I) und den Motor von Ligez, bei welchem sich die Zylinder mit 400 Touren drehen, und die auf der Kurbelwelle sitzende Schraube mit 800 Touren in entgegengesetzter Richtung, so

Trotzdem verliert und braucht daher der Motor viel Öl. Ich erwähne noch von Vierzylinder-Motoren: Osterr. Daimler (Fig. 44 u. 45, Tafel I, und Fig. 46 u. 47), Aster Monobloc, Chenu (in Astra eingebaut), Labor-Aviation (doppelt so großer Hub als Bohrung) und Panhard-Levassor.

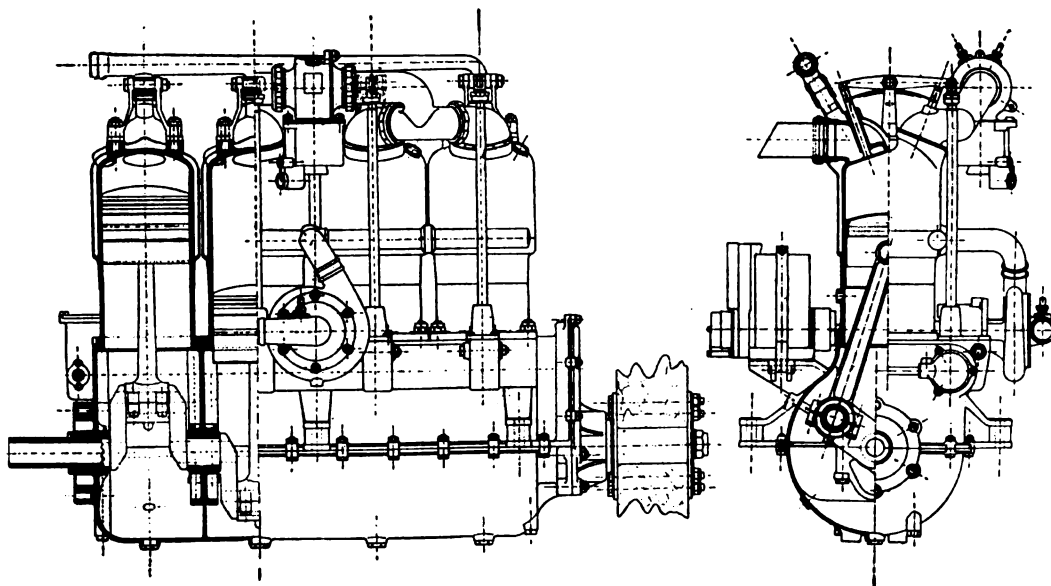


Fig. 46—47. Zeichnung des Daimler-Motors. Seitenansicht bzw. Längsschnitt und Querschnitt bzw. Stirnansicht.

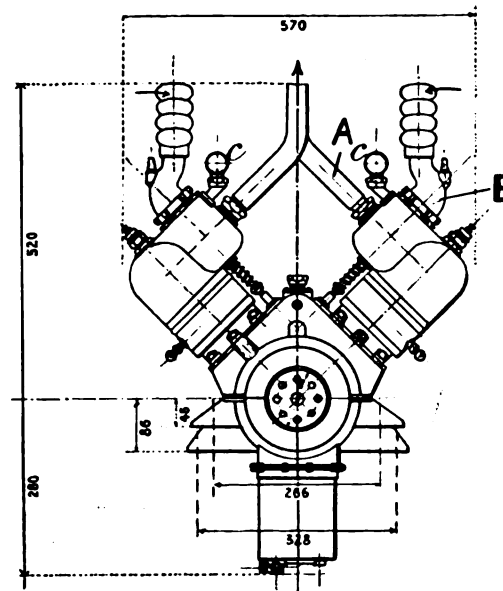


Fig. 51. Zeichnung des Motors »Antoinette«. Stirnansicht. E Einlaßventile mit Lufteinlaß. A Auspuffrohe. C Wasserauslaß.

daß die für die Leistung in Betracht kommende Tourenzahl von Schraube gegen Zylinder 1200 Touren beträgt. Man muß eingestehen, daß dem Motor glücklich gewählte Verhältnisse zugrunde liegen, denn die Explosionen folgen rasch aufeinander, die Schraube hat eine besonders günstige, langsame Tourenzahl, die Zylinder wirken mit ihren 400 Touren noch immer als Schwungrad, und trotzdem sind sowohl die Fliehkraftwirkungen als auch die Wirkungen der hin und her

Von V-Motoren erwähne ich noch vor allem Renault (Steuerwelle als Propellerwelle mit 900 Touren), Clément-Bayard, Panhard-Levassor E. N. V. und Antoinette (Fig. 50, Tafel I, Fig. 51 u. 52) und vor allem Clerget (Fig. 55, Tafel I), welcher verschiedene von Malicet und Blin sehr gediegen ausgeführte Typen, u. a. einen 200pferdigen Motor, ausstellt. — E. N. V. baut auch einen Vierzylinder-Vis-à-vis-Motor (Fig. 48, Taf. I),

ebenso wie Dutheil, Chalmers & Co., welcher unter seinen »Eole«-Motoren auch einen umgekehrten Vis-à-vis-Motor mit 2 Kurbelwellen (Fig. 49, Tafel I) und 1 gemeinsamen Zylinderkopf ausstellt, eine schlechte Variation, da der Durchmesser mindestens einer Schraube auf die doppelte Entfernung der beiden Kurbelwellenmittel beschränkt ist. Sehr interessant ist der neue Vierzylinder-Vis-à-vis-Motor der bekannten Schweizer Dynamom- und Werkzeugmaschinenfabrik »Oerlikon« mit 100 mm Bohrung und 200 mm Hub; offenes Kurbelgehäuse, überall Kugellager (auch am Kurbelzapfen).

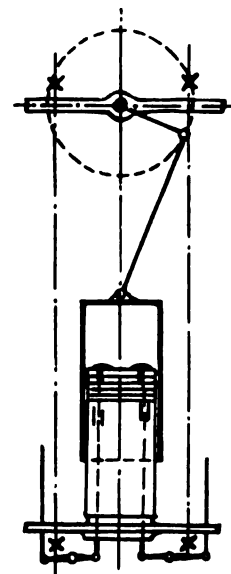


Fig. 58. Schematische Schnittzeichnung des Motors Weisz.

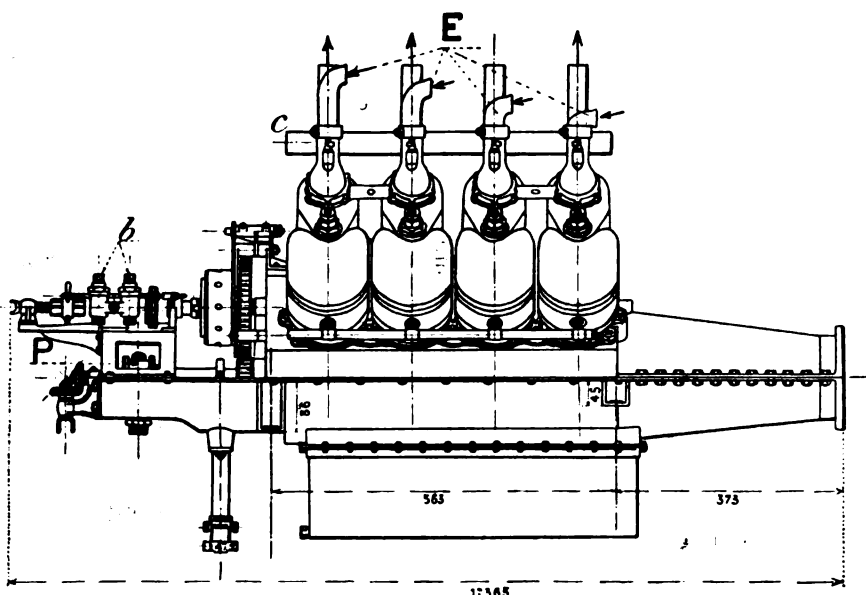


Fig. 52. Zeichnung des Motors »Antoinette«. Seitenansicht. b Pumpen für Öl und Benzin. P Wasserpumpe.

gehenden Massen sehr herabgemindert. Fraglich ist nur, ob die Kühlwirkung ausreicht, und unangenehm ist das notwendige, die Explosionsstöße aufnehmende Planetengetriebe.

Von Vierzylinder-Motoren erwähne ich zunächst den Grégoire-Gyp-Motor (Fig. 53, Tafel I), der sich durch seine besondere Leichtigkeit, durch die in einem Block gegossenen Zylinder und durch seine von Blériot veranlaßte umgekehrte Aufhängung (Zylinder nach unten) auszeichnet. Die Schmierung ist für diesen Spezialfall besonders ausgebildet.

Von Sternmotoren fällt vor allem der neue Motor von R. Esnault Pelterie (Rep) auf (Fig. 56, Tafel I). (Steuerwellen, Bohrung 110 mm, Hub 160 mm, Vergaser in besonders abgeschlossener Kammer in das Kurbelgehäuse eingebaut). Anzani bringt als Neuheit Fünf- und Sechszylinder-Motoren in Sternform mit zweifach gekröpfter Kurbelwelle (Fig. 43, Tafel I). Daß jeder Zylinder in puncto Schmierung eine verschiedene Behandlung verlangt, ist unangenehm. Der Stern-Motor von Viale hat Steuerwellen und auffallend ver-

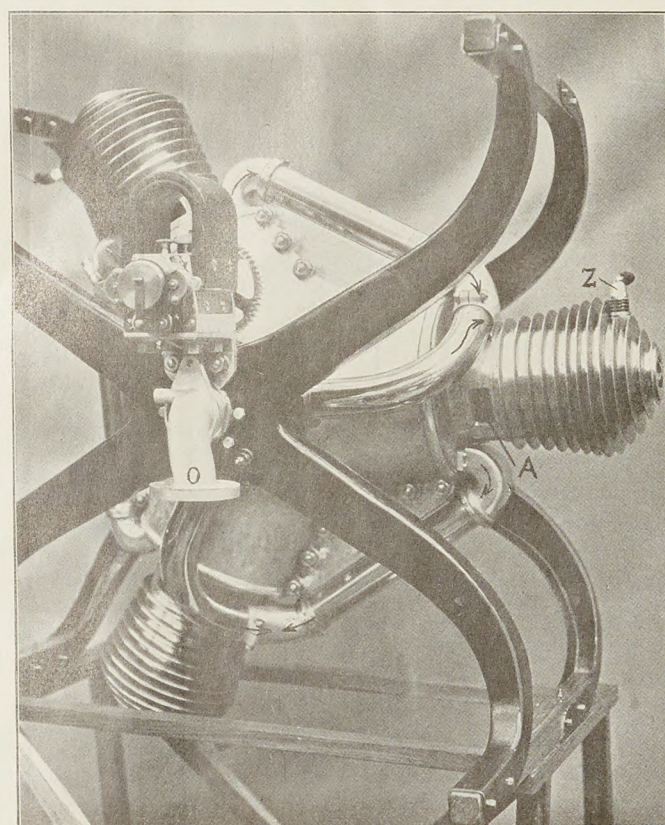


Fig. 38.

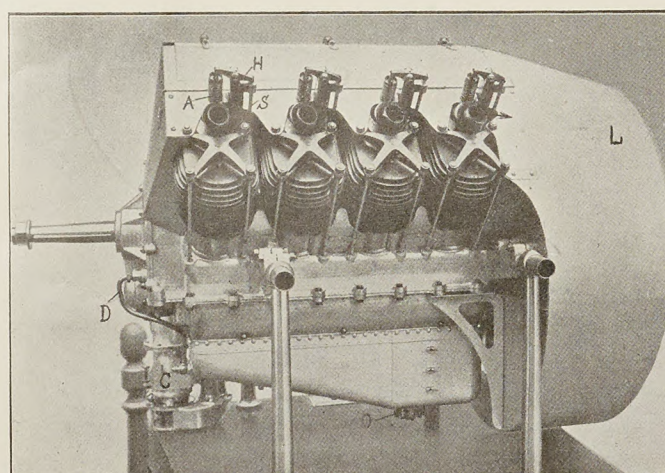


Fig. 39.

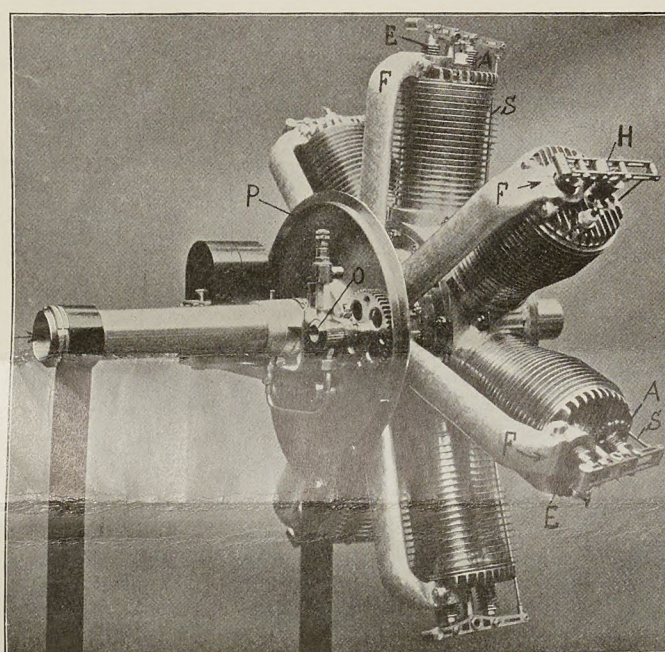


Fig. 40.

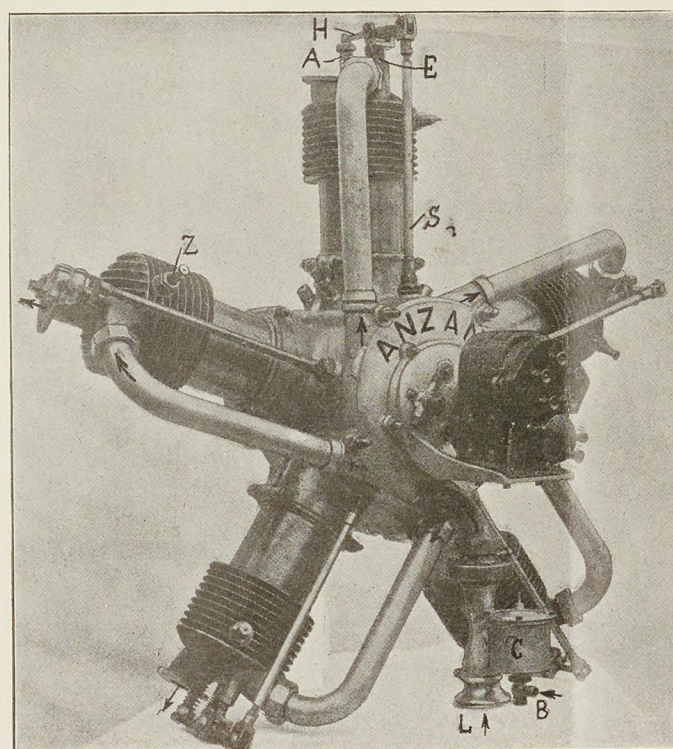


Fig. 43.

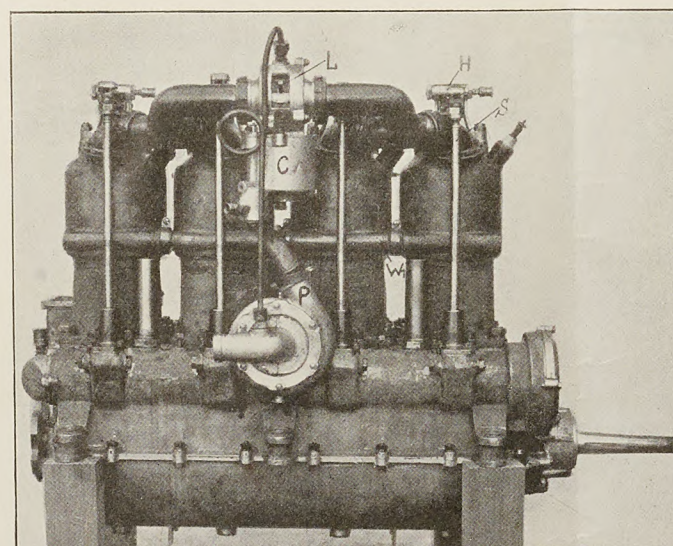


Fig. 44.

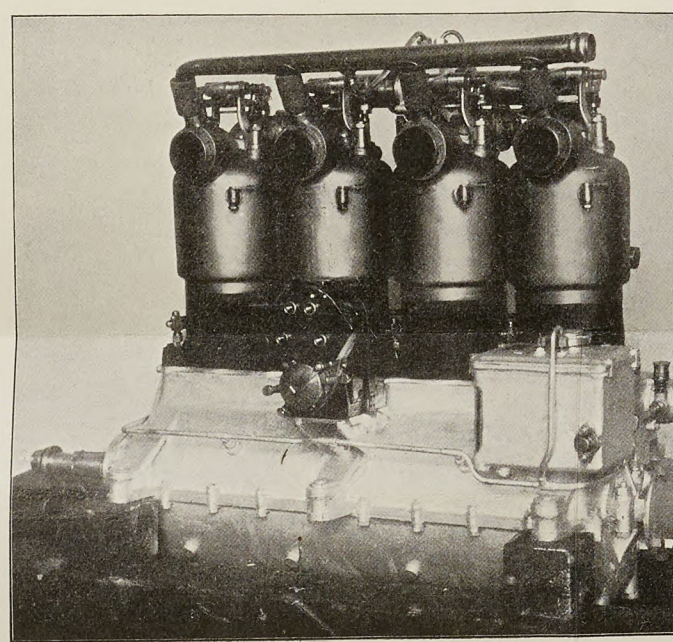


Fig. 45.

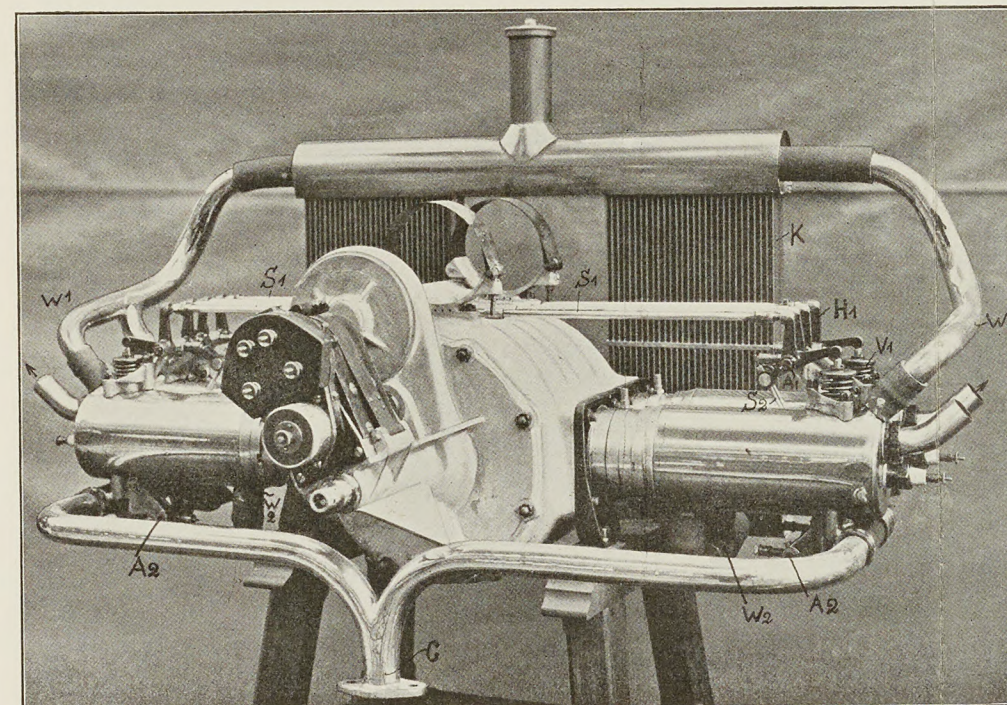


Fig. 48.

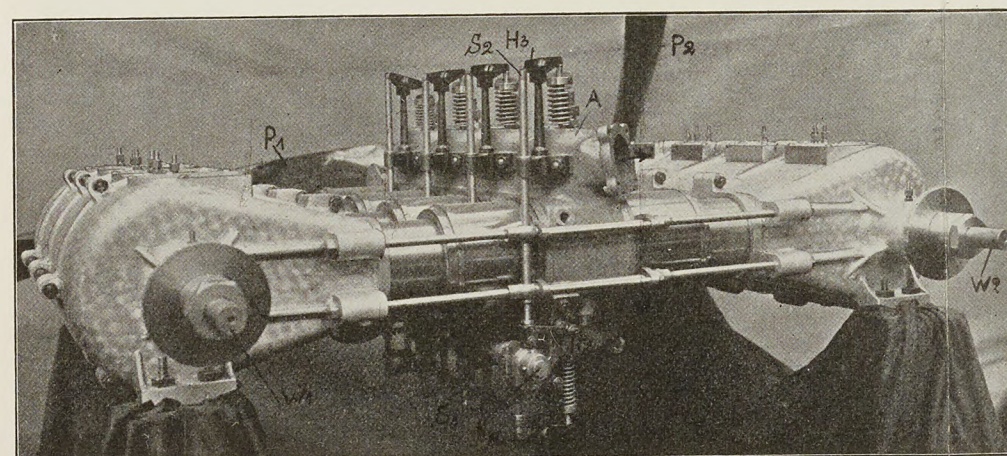


Fig. 49.

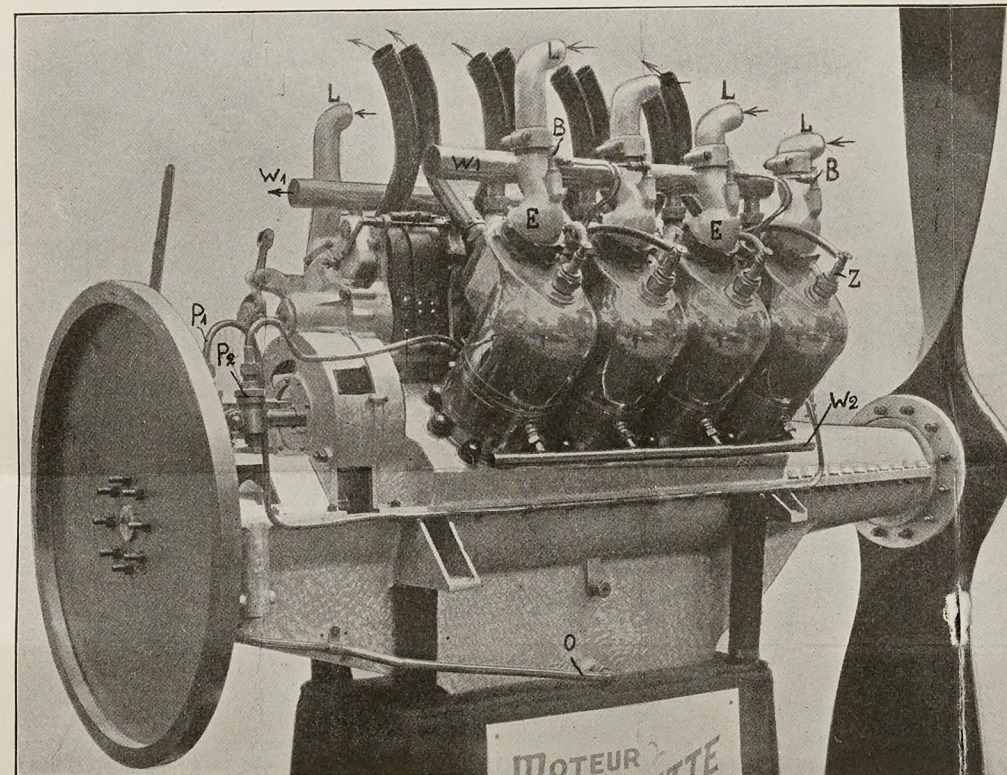


Fig. 53.

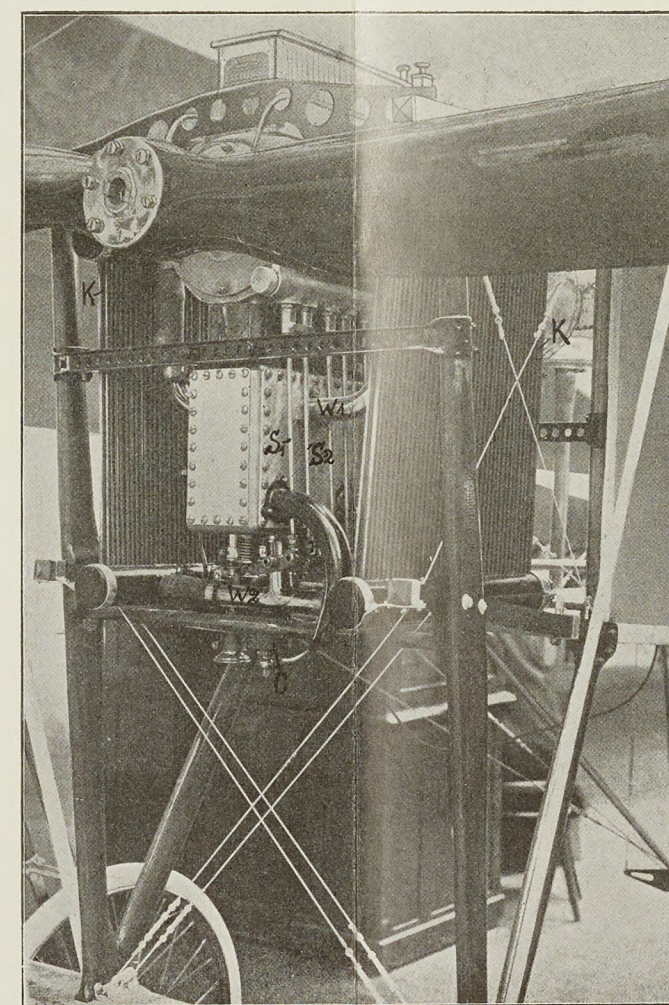


Fig. 54.

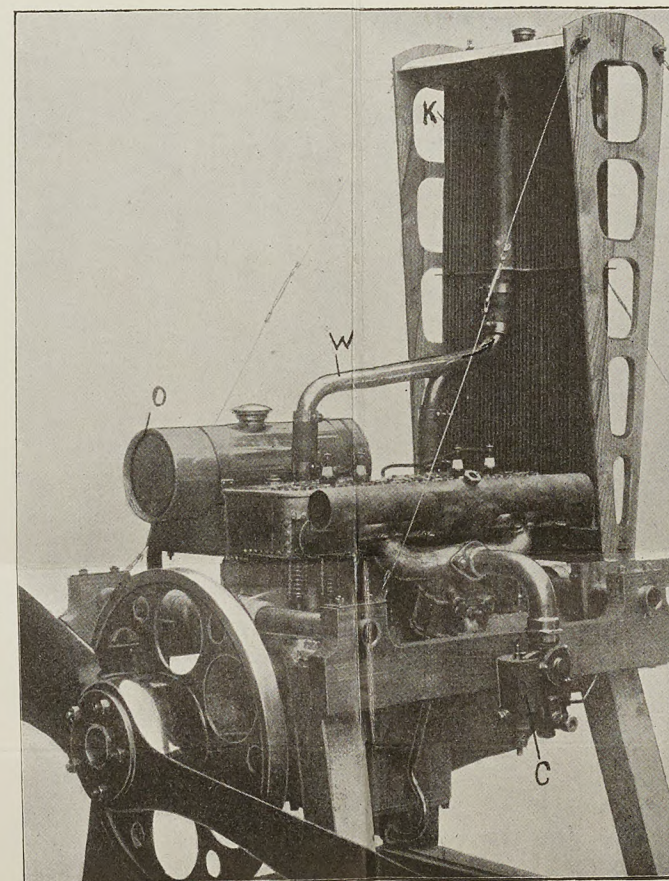


Fig. 55.

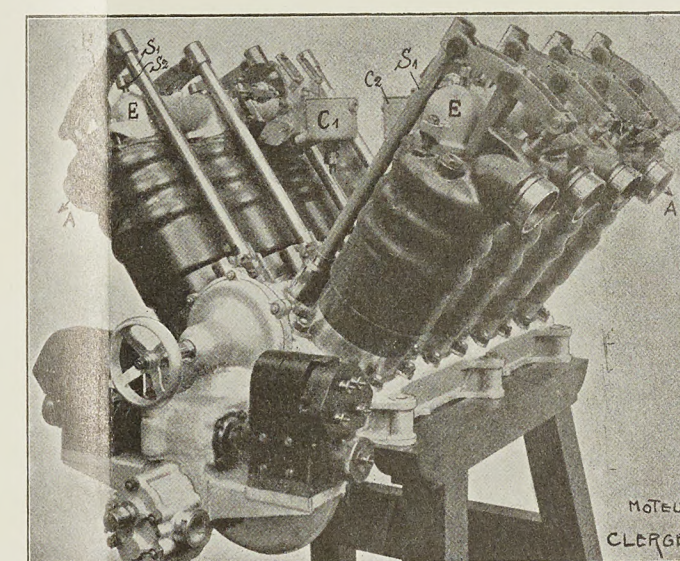


Fig. 56.

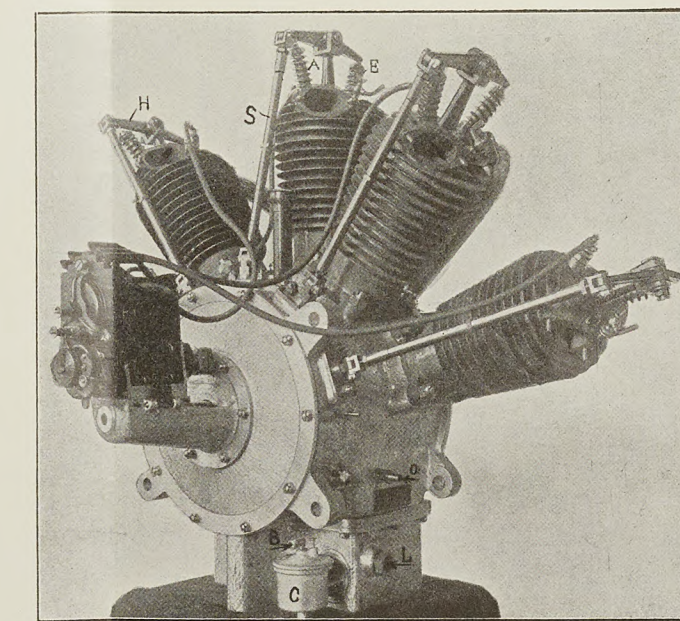


Fig. 57.

Fig. 38. Umlaufmotor »Laviator«. A Auspuffkanal, O Anschluß zum Vergaser, Z Zündkerze.

Fig. 39. Renault-Motor, L Ventilator, A Auslaßventil, H Kipphebel, S Ventilstange, C Vergaser, O Ölpumpe, D Ölrohre.

Fig. 40. Umlaufmotor von Rossel-Peugeot, A Auslaßventil, E Einlaßventil, H Kipphebel, S Ventilstange, F Gaszuleitung, O Ölpumpe, P Befestigungsflansch.

Fig. 43. Sternmotor von Anzani, A Auslaßventil, E Einlaßventil, H Kipphebel, S Ventilstange, Z Zündkerze, C Vergaser, L Lufteinlaß, B Benzinrohr.

Fig. 44—45. Daimler-Motor, Ansicht von der Vergaser- und Auspuffseite, H Kipphebel, S Ventilstange, C Vergaser, L Lufteinlaß, P Wasserpumpe, W1 Wassereinlaß.

Fig. 48. »E. N. V.«-Motor mit gegenüberliegenden Zylindern (Vis-à-vis-Motor), S1 obere Ventilstange für Kipphebel H1, schwingend um Achse A1, S2 Stange für unteren Kipphebel H2 auf Achse A2, K Kühler, W1 Wasserauslaß, W2 Wassereinlaß, C Anschluß zum Vergaser.

Fig. 49. »Eole«-Motor mit 2 Kurbelwellen, A Auslaßventil, N Nockenwelle, H1 Kipphebel, S1 Ventilstange für Einlaßventil, H2 unterer, H3 oberer Hebel, S2 Ventilstange für Auslaßventil, P1 Propeller auf Motorwelle W1, P2 Propeller auf Motorwelle W2.

Fig. 50. Motor »Antoinette«, E Einlaßventil, P1 Ölpumpe, P2 Benzinpumpe, B Benzinzuführung, L Lufteinlaß, Z Zündkerzen, W1 Wasserauslaß, W2 Wassereinlaß, O Ölzuleitung.

Fig. 53. Motor »Gyp« von Grégoire mit hängenden Zylindern, C Vergaser, S Ventilstangen, W1 Wasserauslaß, W2 Wassereinlaß, K Kühler.

Fig. 54. Motor »Aster«, C Vergaser, K Kühler, W Wasserauslaß, O Ölbehälter.

Fig. 55. Motor von Clerget (200 PS), E Einlaßventile, A Auslaßventile, S1 Ventilstange am Kipphebel H für das Auslaßventil, S2 Ventilstange für das Einlaßventil, geführt in der hohlen Stange S1, C1, C2 Vergaser.

Fig. 56. Fächer- bzw. geklappter Sternmotor »Rep« von Esnault-Pelterie, A Auslaßventil, E Einlaßventil, H Kipphebel, C Vergaser, L Lufteinlaß, O Ölzuführung.

Fig. 57. Motor Weisz, Z Zündkerze, K Kolben, P Propeller.

11
100
100
100
100
100

schiedene Ventildurchmesser. — Gobron kommt mit seinem bekannten doppelwirkenden Motor.

Ich erwähne noch die mehr oder weniger phantastischen, unerprobten Motoren von Breton, Canton-Unné, Berthaud, Beck (Umlauf-Motor) und den wie ein guter Witz sich aus-

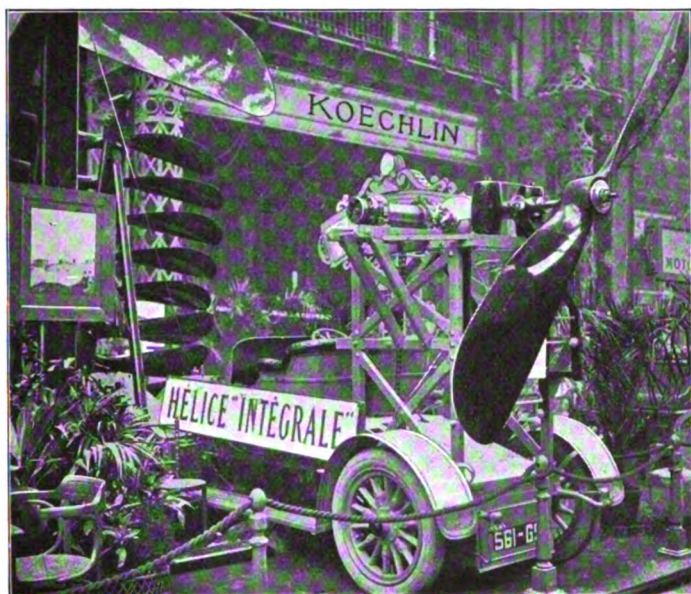


Fig. 59. Propeller-Versuchsauto von Chauvière.

nehmenden Weiß-Motor (Fig. 57, Tafel I und Fig. 58), welcher einen gewöhnlichen Vierzylinder-Motor einfach derart umkehrt, daß er die Kolben auf einer Unterlage befestigt und die über die Kolben gestülpten Zylinder durch Pleuelstangen an die oben befindliche Kurbelwelle anlenkt.

Nicht unerwähnt möchte ich schließlich den Claudel-vergaser lassen, welcher außer der uralten, wiederhervorgeholten Anlaßluftklappe eine aus zwei ineinandergeschachtelten Rohren bestehende Büse besitzt, in deren mit der Luft in Verbindung stehendem äußerem Ring sich das Gemisch bildet.

Zum Antrieb von kleinen Modellen dienen die Audaxmotoren, kleine Kohlsäurerotationsmotoren von 1 bis 2 PS.

Von Propellerfabrikanten stellt Chauvière außer einer Unzahl von Integrall-Propellern aller Größen ein Automobil aus, welches zum Ausprobieren der Propeller dient, derart, daß bei geradliniger Fortbewegung Schub und Drehmoment auf selbstregistrierenden Dynamometern gemessen und aufgezeichnet werden. Im Bilde ist auch noch die Maschine zu sehen, auf welcher die Propeller ausbalanciert werden; ich hoffe, auf diese noch näher zurückkommen zu können. Während die Integrallpropeller von Hand aus nach Schablonen hergestellt werden, erzeugt Ratmanoff seine Normal-schraube (Patent Drzewiecki) durch Fräsen; die Fräsnut verläuft peripher, der Fräser hat einen Durchmesser von ca. 25 mm. — Aus der Unmenge der anderen Propeller hebe ich noch die Schraube »Eole« hervor, mit welcher Legagneux von Paris nach Brüssel flog. Ferner die Schraube von Lioré mit einstellbaren Blättern.

Von Zubehörteilen lenken geschlagene und aus Draht gewundene Ösensrauben, Stahlrohr-

stiele die Aufmerksamkeit auf sich, welche mit den aus Stahlblech gepreßten Schuhen durch autogene Schweißung zu einem Stück vereinigt wurden, ferner Holzrohre in zwei Ausführungen (siehe Fig. 40, Tafel I und Fig. 41), von denen besonders die mehrmals mit Leinwand umwickelten,

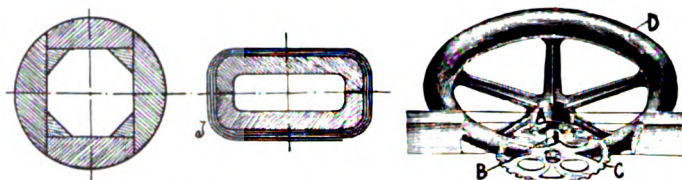


Fig. 61-62.
Holzrohre.

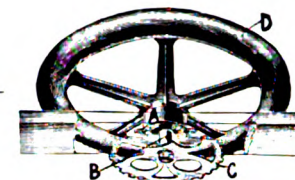


Fig. 63. Steuerrad »Fixator«.
D Handrad, C Kettenrad,
A Spiralfeder, B Welle.

ovalen, einen guten Eindruck machen. Sie reichen jedoch an Qualität an die deutschen Holzrohre (Patent Wolf) aus Buche nicht heran.

Einen reichhaltigen Stand hat die Firma »Fixator« eingerichtet, auf welchem sie die verschiedensten Anwendungsmöglichkeiten dieser wunderbaren, noch viel zu wenig gewürdigten Erfindung zeigt. Fixator ist dem Prinzip nach ebenso wie Autolock ein an jedem Kraftübertra-

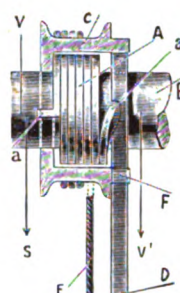


Fig. 64. Steuerhebel »Fixator«
für Seilzug. D Handhebel, A
Spiralfeder, a', Mitnehmer, B
Welle, C Seiltrommel, E Draht-
seil, F Mitnehmer für Hebel D.

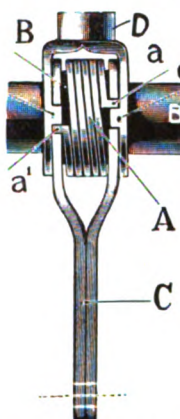


Fig. 65. Steuerhebel »Fixator«
für Zugstangen. D Handhebel,
B Welle, A Spiralfeder, C Hebel
für Zugstange.

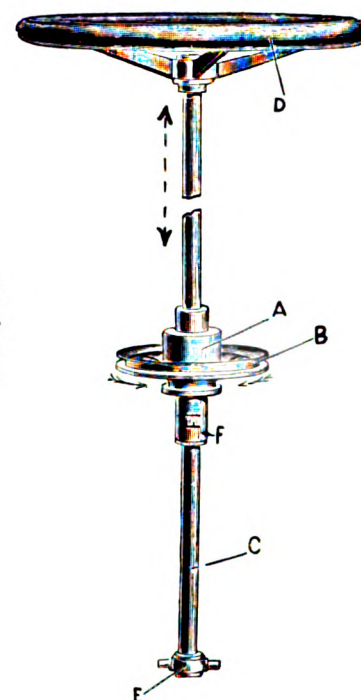


Fig. 66. Steuerung »Fixator« für
Höhen- und Seitensteuer. D Hand-
rad, A Hülse für Spiralfeder, B Seil-
scheibe für Seitensteuer, F Hülse
für Welle C, E Gelenke für Schub-
stange zum Höhensteuer.

gungsmechanismus anzubringendes Maschinenelement, welches sich wohl durch Impulse auf den Kraftarm in beiderlei Sinn bewegen läßt, durch Betätigung des Lastarmes aber nicht bewegt werden kann und daher den Mechanismus gegen die Last sperrt. Die Sperrung erfolgt durch Erzeugung von Reibung, welche mit der aufgewendeten Kraft wächst, so daß also sicher kein Gleiten eintritt. Ähnlich wie bei der Fahrradrücktrittbremse wird beim Fixator nämlich eine Schraubenfeder gegen den Umfang eines Zylinders gepreßt (bei Autolock werden Kugeln geklemmt).

Eine Vorrichtung, um Drähte oder Drahtseile ohne Umbiegen im spitzen Winkel bzw. ohne Löten in eine Öse ein-

Breton	60	Luft	12	110	110	Gibaud-Magnet	Einspritzung	Viertakt	1600	400	95	
»Gnome«	50 70 100	Luft , ,	7 7 14	110 130 110	120 120 120	Bosch-Magnet	Gnome	Viertakt	0	1200	76 80 100	Umlaufmotor. Zylinder paarweise im stumpfen Winkel gegenüberliegend auf einer Kurbelwelle arbeitend. Demnach 3 Kurbelwellen, die sich mittels Zahnrädern an einem feststehenden Zahnrad abwälzen. Übersetzungsverhältnis der Zahnräder 1:4. Bei 1600 Touren der Kurbelwelle ergibt dies 400 Touren des Motors. Der Motor ist damit des Propellers. Ohne Vergaser, das Benzin direkt in die Saugventile des Motors eingespritzt wird. Je zwei zusammengehörige Zylinder haben ein gemeinsames Einlaß- und Auslaßventil und gemeinsame Zündkerze.
Filtz	60	Luft	6	130	110	Mea-Magnet	Filtz ohne Schwimmer	Viertakt	1600	400	92	Umlaufmotor. Zylinder mit Kuhlrippen. Gehäuse mit Zylindern gegenüber der Kurbelwelle 1:4 übersetzt. Demnach bei Viertakt bei jeder Umdrehung der Zylinder eine Explosion.
Ligez	35	Luft	3	115	130	Bosch-Magnet			1200	400	70	Umlaufmotor. Gehäuse mit Zylindern gegenüber der Kurbelwelle 1:3 übersetzt.
Verdet	65	Luft	7	128	120	Bosch-Magnet	Longuemare	Viertakt	0	1300	85	Umlaufmotor. Ventile doppelt angeordnet. Ein- und Auslaßventile werden durch einen gemeinsamen Kipphebel gesteuert.
Canda	60	Luft	10	80	80	Doppelmagnet Gibaud	Zenith	Viertakt	0	900	70	Umlaufmotor. Zylinder ohne Kuhlrippe desaxial. Die Kolben wirken mittels Kolbenstange auf eine Kurvennut, welche die Kurbel ersetzt; zwei Kolbenhübe in jedem Zylinder bei einer Umdrehung des Motors. Daher Ausführung ohne Ventile möglich.
Berthaud	50	Luft	4	105	140	Doppelmagnet Gibaud	ohne Vergaser	Zweitakt	1600	400	85	Zylinder kreisförmig angeordnet. Je 2 gegenüberliegende Kolben durch Kolbenstange verbunden, in welche mittels Kullenstein der Kurbelzapfen geleitet wird. Also kleine Pleuelstange. Beide Kullensteine wirken auf einen Kurbelzapfen. Zylinder arbeiten im Zweitakt. Die innere Kolbenstange wirkt als Pumpe.
Canton-Unné	60	Wasser , ,	5 7	120 120	140 140	Bosch-Magnet	Zenith	Viertakt	1200		110	Zylinder sternförmig angeordnet. Zwischen den Zylindern ist der Kuhlapparat angeordnet, bestehend aus zwei Systemen gewellter, im Querschnitt flacher Kühlrohre. Kuhlmantel aus Kupferblech. Alle 7 Pleuelstangen greifen an ein gemeinsames Kurbelzapfenlager, welches durch ein Hyperkloidengetriebe (ähnlich Bucherer) gerade geführt wird.
Lemasson	50	Luft	6	95	120	Unterburg-Doppelmagnet	Claudel	Viertakt	1300		100	Zylinder sternförmig oder fächerförmig mit Kuhlrippen; nur die Auspuffventile mittels Kipphebel gesteuert. Doppelt geköpfte Kurbelwelle.
Viale	30 55	Luft , ,	3 5	105 105	130 125			Viertakt	1200		75 85	Zylinder fächerförmig. Kolben auf einen Kurbelzapfen wirkend. Ein- und Auslaßventile gesteuert. Auslaßventil doppelt vorhanden.
Coudert	30	Wasser	2	130	130	Bosch-Magnet		Viertakt	1200		62	Zylinder gegenüberliegend mit Wassermantel aus einem Stück gegossen. Kombiniertes Ein- und Auslaßventil.
Darracq	30	Luft	2	130	130		Darracq	Viertakt	1300		60	Zylinder gegenüberliegend mit freiem Auspuff. Ein- und Auslaßventile durch Kipphebel gesteuert. Kuhlmantel aus Kupfer.
Vélox (Suère)	30 30	Wasser Luft	2 2	120 120	130 130	Bosch-Magnet	G.-A.	Viertakt	1600		40 40	Zylinder gegenüberliegend.
Clement-Bajard	30 40 70	Wasser , , , Wasser	2 4 4	130 100 120	120 120 140	Unterburg-Magnet	Zenith	Zweitakt	1500		55 110 105	2 gegenüberliegende Zylinder. Kuhlmantel aus Kupferblech genietet und weich gelötet. 40 PS. 4 Zylinder stehend zusammengegossen; Kuhlmantel ebenfalls aus Kupfer.
Oerlikon	60	Wasser	4	100	200	Bosch-Magnet	G.-A.	Viertakt	1000		76	Zylinder gegenüberliegend aus Nickelstahl gedreht. Kuhlmantel aus Aluminiumblech mit freiem Auspuff. Doppelt geköpfte Kurbelwelle ohne geschlossenen Kurbelgehäuse. Kombiniertes Ein- und Auslaßventil durch zweistufigen Nocken gesteuert.
Panhard-Levassor	40 55	Wasser , ,	4 6	110 110	140 140	Nilmelior-Magnet	Panhard	Viertakt	1300		105 155	Zylinder stehend. Kuhlmantel aus Kupfer. Kombiniertes Ein- und Auslaßventil.
»Labor-Aviation«	50 70	Wasser	4 4	90 100	150 210	Bosch-Magnet		Viertakt	1200 1200		88 140	Automobilmotor-Typ. Stehende Zylinder mit Wassermantel in einem Block gegossen. Zwei Steuerwellen auf der einen Seite als Einlaß-, auf der anderen Seite als Auslaßventil.
Rougier	60	Luft	4	130	160	Bosch-Magnet	Zenith	Viertakt			130	Zylinder in einer Reihe in einem Block gegossen. Gemeinsamer Kuhlmantel, aus Kupferblech genietet. Ein- und Auslaßventil durch besondere Kipphebel gesteuert.
Broc	40	Wasser	4	100	120	Simms-Magnet	Vapor	Viertakt	1400		100	Je 2 Zylinder zusammengegossen ohne Ventil; Steuerung durch die Kolben. Die Kolben bestehen aus zwei Teilen, nämlich dem mit der Pleuelstange verbundenen Lager mit Kolbenboden und dem eigentlichen Kolben, welcher durch eine Rohrwelle, die über die Pleuelstange geschoben ist und sich auf derselben drehen kann, mittels Kreuzgelenk angetrieben wird. Die Drehung der Rohrwelle erfolgt durch konische Zahnräder im Übersetzungsverhältnis 1:2, wobei das kleinere Zahnrad auf dem Kurbelzapfen festsetzt.
Chenu	50	Wasser	4	110	130	Bosch-Magnet	Solex	Viertakt	1300		115	Normale Zylinder mit Kuhlmantel aus einem Stück gegossen.
Gobron	73	Wasser	4	110	250	Bosch-Magnet	Gobron	Viertakt	1200		150	Zylinder stehend, doppelt wirkend, d. h. mit je 2 gegenüberliegenden Kolben. Je 2 Zylinder zusammengegossen mit Kuhlmantel aus einem Stück. Auslaßventile direkt von den Ventilstößeln, Einlaßventile mittels Kipphebel gesteuert.
»Wright« (Barri-quand & Mare)	30	Wasser	4	110	100	Bosch-Magnet	Einspritzung	Viertakt	1300		65	Zylinder stehend angeordnet. Kuhlmantel aus Aluminium. Nur die Auslaßventile gesteuert.

1) Bei diesen Motoren erfolgt der Antrieb durch das rotierende Gehäuse oder eine besondere Welle bzw. Steuerwelle.

zuhängen oder miteinander zu verbinden, zeigt die Société d'électricité Mors.

Vedavelli stellt einen Drahtprüfer aus, welcher gestattet, die Spannung jedes montierten Drahtes am Flug-

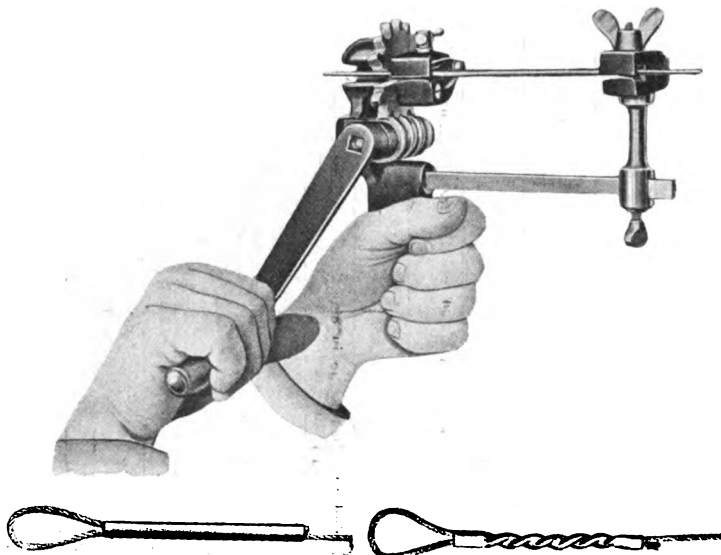


Fig. 67—69. Drahtseilverbindung von Mors.

zeug zu prüfen, und Räder für Aeroplane, welche leicht, fest und allseitig ganz glatt sind, so daß sie geringen Widerstand gegen die Luft sowohl, als auch gegen Gestrüpp, Gras etc. haben.

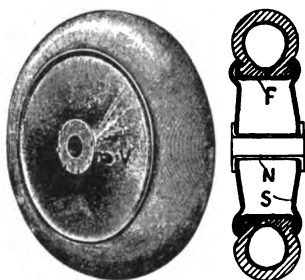


Fig. 70. Anlauftrad »Vedavelli«.
F Felge, N Nabe, S Scheiben.

Ich weise zum Schluß noch auf die Benard'sche Universalsteuerung hin, auf den Menschen tragenden Drachenzug von Gomes und von Flugspielzeugen auf l'Aigloplan (Kinderdrachen) und l'Aeronette. Letzteres ist ein hübsches Geschicklichkeitsspielzeug, einen Papagei darstellend, der, hochgeworfen, in einem Kreis wieder zur Hand zurückkehrt. Für den Bau von Spielzeugen und kleinen Modellen sind alle nötigen Zubehörteile (Schrauben, Räder, Eckverbindungen, Flächen etc.) in größter Auswahl vorhanden. Wenn ich noch erwähne, daß auch für den Humor gesorgt wurde, dadurch, daß z. B. ein findiger Konservenfabrikant allen Ernstes »Nahrungsmittel für Aviatiker«, zehnmal so leicht wie die gewöhnlichen ausstellte, glaube ich, alles einigermaßen Interessante, welches der II. aeronautische Salon gebracht hat, gestreift zu haben.

Sportliche Nachrichten.

Um den Michelinpreis starteten am 31. Dezember auf den verschiedenen Flugplätzen Frankreichs mehrere Flieger. Tabuteaux hat schließlich am 31. Dezember in Buc den Preis zurückerworben, da er die Leistung von Legagneux überbot mit einer Flugstrecke von 584,93 km in der Zeit von 7 Std. 48 Min. 31 Sek. Henry Farman erreichte bei seinem Fluge in Etampes mit seinem durch Einbau eines 70 PS-Gnome-Motors verbesserten Zweidecker in 7 Std. 11 Min. 487 km. Farman mußte wegen Bruch des Ölrohres landen. Breguet startete in Duai und erreichte 390,42 km in 5 Std. 2 Min. 52 Sek. Nachdem er anfangs vorzüglich mit 80 km Durchschnittsgeschwindigkeit flog, mußte er wegen des Versagens seines Gnome-Motors im Gleitfluge landen. Roger Sommer flog in Touzy und erreichte in 2 Std. 40 Min. 130 km. Marie-Bourniche erreichte mit einem neuen »Rep«-Eindecker in Buc 530 km

in 6 Std. 29 Min. 19 1/5 Sek. Wenn er auch nicht den Michelinpreis gewonnen, so verbesserte er doch den Schnelligkeitsrekord, indem er 100 km in 1 Std. 13 Min. 48 Sek. flog, 200 km in 2 Std. 27 Min. 55 Sek., 300 km in 3 Std. 40 Min. 45 Sek., 400 km in 4 Std. 54 Min. 6 1/5 Sek., 500 km in 6 Std. 7 Min. 7 Sek.

Rekordleistungen 1910.

Vergleichen wir den Stand der Flugleistungen am 31. Dezember 1909 (Rekordliste siehe Heft 1—2, S. 22), so ist namentlich der Höhenrekord bemerkenswert, der von 475 m auf 3474 m gebracht wurde, der Dauerrekord von 4 Std. 17 Min. auf 8 Std. 12 Min. 50 Sek. Der Distanzrekord beträgt 584,93 km gegen 234,2 km 1909. Der Passagierrekord ist von 1 Std. 35 Min. 46 Sek. auf 3 Std. 19 Min. 39 Sek. gestiegen, und zwar ist jetzt Amerigo Inhaber desselben auf deutschem Aviatik-Zweidecker. Auch die Leistung von Brunhuber auf Albatros-Zweidecker mit einem Flug von 5 km Länge in 30 m Höhe mit 4 Passagieren (im ganzen 5 Personen) ist ein bemerkenswerter Rekord. Einen Flug mit 6 Personen, Gewicht 420 kg, allerdings von nicht ganz 1 km Länge, führte Breguet auf seinem Zweidecker aus.

Leider hat der große Fortschritt auch viele Opfer gefordert. Im Jahre 1910 sind 32 Flieger tödlich verunglückt gegen 4 im Jahre 1909 und je einen 1908, 1899 und 1894 (Lilienthal).

Zu der Terminliste in Heft 24, S. 319, sei nachgetragen, daß am 16. April in Dresden nur eine Wettfahrt für Freiballone stattfindet. Dagegen wird eine Flugwoche vom 20. bis 29. Mai (Rundflug durch Sachsen) veranstaltet.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c. J. 11945. Verbrennungskraftmaschine mit senkrecht zur Kurbelwelle angeordneten Steuerwellen. Industriele Maatschappij Trompenburg, Amsterdam; Vertr.: F. Meffert und Dr. L. Sell, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. (A 25. 9. 09., E 2. 3. 11.)

77h. H. 49363. Einrichtung zur Beseitigung der schädlichen Auftriebsvorrichtung beim Abwerfen von schweren Sprengkörpern aus Luftschiffen. Wilhelm Höltring, Radevormwald, Rhld. (A 18. 1. 10., E 27. 2. 11.)

K. 39960. Wendeflügelrad mit beim Aufgang tangentialem und beim Niedergang horizontal gestellten Schlagflächen. Otto Koch, Mainz, Greiffenklaustr. 15. (A 30. 1. 09., E 27. 3. 11.)

S. 31385. Verfahren zur Bestimmung des Luftinhaltes der Ballonets von Prallballons. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Berlin. (A 29. 4. 10., E 27. 6. 11.)

B. 55147. Gestell für Tragflächen von großer Ausdehnung. Paul Brendel, Breslau, Taubentzenstr. 45. (A 5. 8. 09. E 29. 2. 11.)

C. 17762. Dämpfungsvorrichtung für Luft- und Wasserfahrzeuge. Gaetano Arturo Crocco u. Ottavio Ricaldoni, Rom; Vertr.: Pat.-Anwälte A. Stich, Nürnberg, u. Dr. H. Fried, Berlin SW. 61. (A 20. 3. 09. E 29. 2. 11.)

V. 9303. Tragkörper für Prallschiffe. Vereinigte Gummiwaren-Fabriken Harburg-Wien vorm. Menier — J. N. Reithoffer, Harburg a. E. (A 17. 5. 10. E 2. 3. 11.)

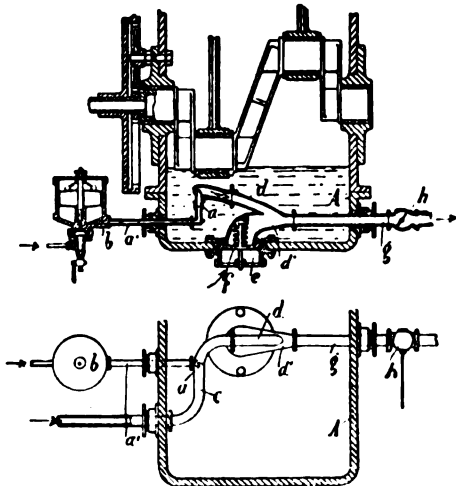
Auszüge aus Patentschriften.

Klasse 46.

226499. Vorrichtung zum Erwärmen des Vergasers. Robert Ernault-Pelterie, Billancourt. — Alle Teile des zu erwärmenden Vergasers sind in dem Kurbelgehäuse so angeordnet, daß sie vollständig in heißem Öl gebadet werden. Diese Anordnung hat den Vorteil, daß gegenüber dem älteren Verfahren, wobei das in dem Kurbelgehäuse befindliche heiße Öl mittels einer Pumpe dem zu erwärmenden Vergaser zugeführt wurde, die Anordnung dieser Pumpe überflüssig und die Wärme des Öls vollkommen ausgenutzt wird.

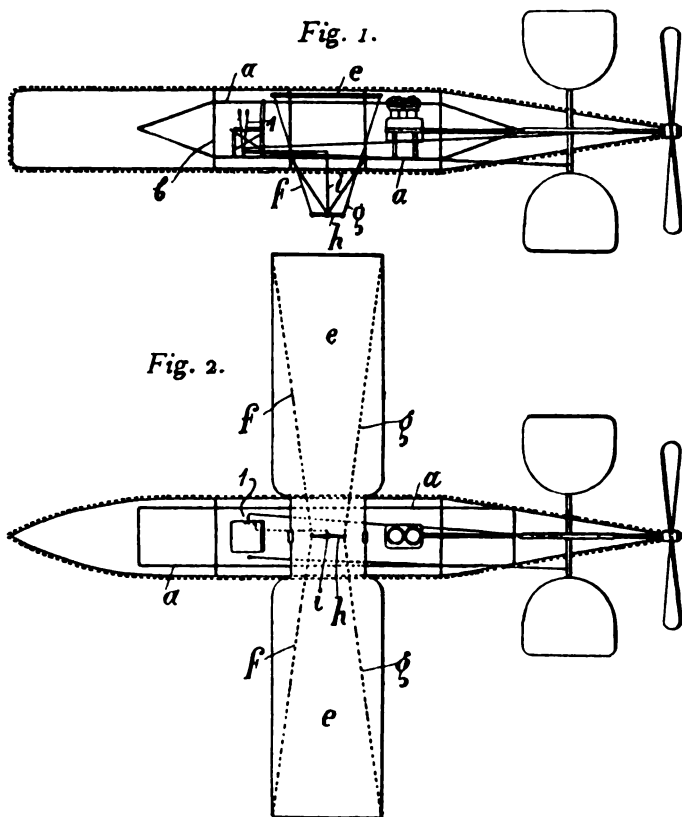
Die Spritzdüse *a* erhält den Brennstoff durch die Röhre *a'* zugeführt und mündet in das Hauptluftrohr *c*. Rohr *c* läuft in Rohr *d* aus, an welches sich ein Nebenluftrohr *d'* anschließt. Rohr *d'* mündet

in den Boden des Kurbelgehäuses und ist durch Ventil *f* und Ventilegehäuse *e* verschlossen. Rohr *g* bildet die Fortsetzung des Rohres *d* und führt zum Kurbelgehäuse hinaus. Durch die Drosselklappe *h* wird die Gaszuführung geregelt. (Siehe auch Fig. 56, Tafel I.)



Zu Nr. 226499.

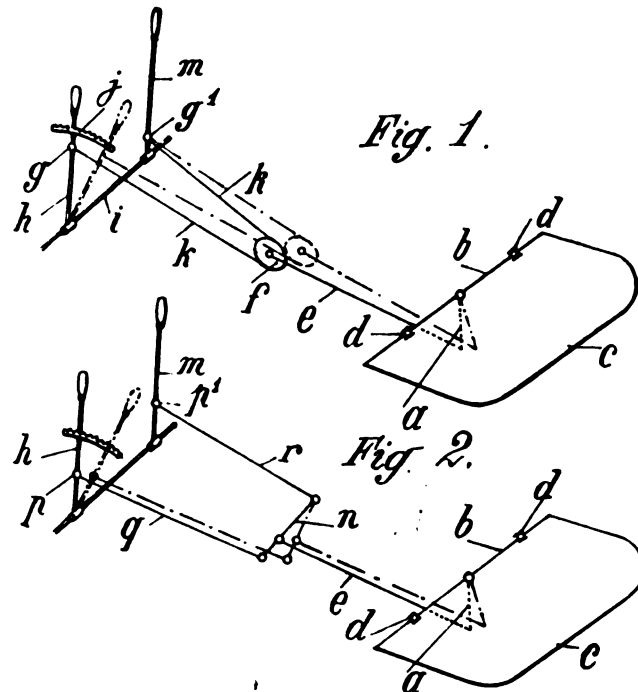
228604. Vorrichtung zum Verwinden der Tragflächen. Robert Ernault-Pelterie, Billancourt. — Durch den Steuerhebel *l* wird die Welle *i* mit dem Hebel *h* gedreht, an welchem die Seile *f* und *g* angreifen, die mit dem Haken der Flügel (Tragflächen) *e* verbunden sind.



Zu Nr. 228604.

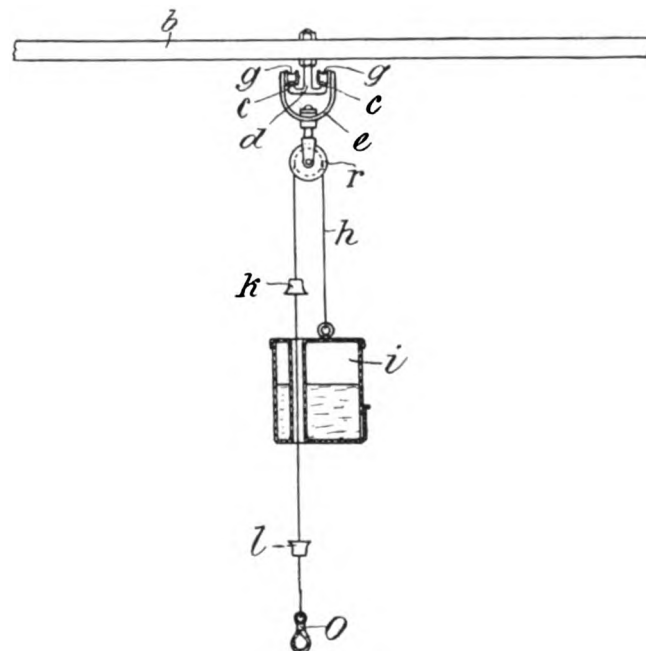
226597. Steuerungseinrichtung für Flugzeuge. R. Esnault-Pelterie, Billancourt (Frankr.). — Das Steuer wird durch einen Handhebel, der feststellbar ist, grob, durch einen anderen fein verstellt. Bei der einen Ausführungsform ist das den Steuerarm beeinflussende Gestänge *e* an einer Rolle *f* befestigt; über diese Rolle verläuft ein Seil *k*, das an dem Grobhebel oben in *g*, an dem Feinhebel unten in *g*, angreift. Entsprechend den verschiedenen Hebelsarmlängen hat ein gleicher Ausschlag ein verschiedenes großes Ausschlagen des Steuer zur Folge, was gegenüber einem einzigen Handhebel den Vorteil bringt, daß zu einer großen Stellverstellung der Handhebel nicht so weit ausgeschwungen zu werden braucht, andererseits aber demgegenüber, daß ein Hebel mit großer Übersetzung angewendet würde, die Feineinstellung genauer getroffen werden kann. In einer zweiten Ausführungsform ist das Seil *k* in derselben Höhe des Handhebels befestigt, aber statt der Rolle *f* ist ein Hebel *n* mit ungleichen Armen angeordnet.

226766. Vorrichtung zur Übung im Kunstflug und zur Erprobung von Flugapparaten. Dr. R. Alexander-Katz, Berlin. — Der Flugapparat ist an einer Aufhängevorrichtung befestigt, die auf einer in sich geschlossenen Schwebbahn entlang



Zu Nr. 226597.

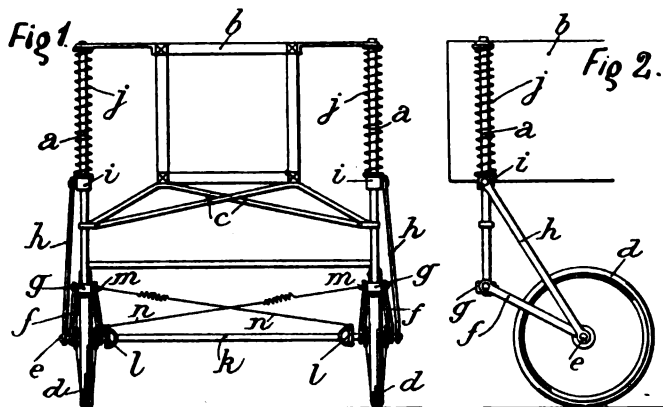
gleitet. Die Querträger *b* nehmen Haltestücke *d* auf, auf denen eine Schiene *c* oder Drahtseil befestigt ist. Der Bügel *e*, an dem die Rollen *g* gelagert sind, trägt eine weitere Rolle *r*, die das Tragseil *h* für den Flugapparat aufnimmt. Letzterer ist zum Teil oder vollständig durch ein Gegengewicht *i* mit veränderlichem Inhalt ausbalanciert; Anschläge *k* und *l* begrenzen den Weg des Gewichtes so, daß der Apparat sich zwar fliegend erheben, aber nicht zur Erde fallen kann. Die Ansprüche erstrecken sich auf die geschlossene Schwebelbahn und das Gegengewicht mit Fallbegrenzung.



Zu Nr. 226766.

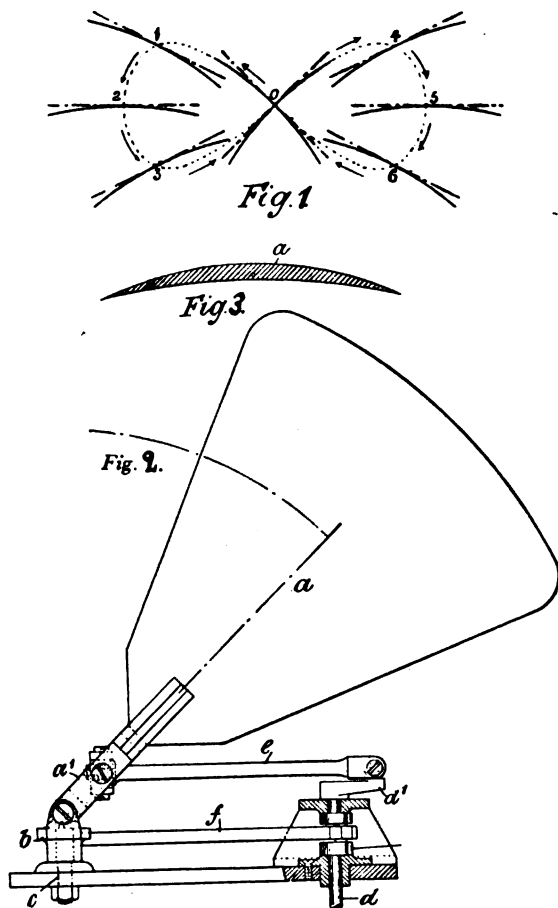
226853. Aufhängung für die Tragräder von Luftfahrzeugen. L. Blériot, Neuilly (Frankr.). — Die Tragstützen *a* sind fest am Flugmaschinengestell gelagert; die Achse *c* jedes Rades *d* steht mit der Tragstütze einmal durch die Strebe *f* in drehbarer und gelenkiger Verbindung, dann noch in derselben Weise durch die Strebe *h*, die zugleich in der Längsrichtung der Tragstütze federnd beweglich ist. Nach dem Aufflug stellen sich die Räderebenen parallel zur Flugrichtung ein, nach dem Landen in die Lafrichtung mit Bezug auf den Erdboden, was bei seitlichem Winde von besonderer Bedeutung

ist. Die Radachsen sind durch die Stange *k* gelenkig verbunden, außerdem sorgt ein elastisches Zugorgan *n*, das die Tragstützen mit dem Rade der anderen Seite verbindet, für eine unter sich parallele Lage der Räder.



Zu Nr. 226 853.

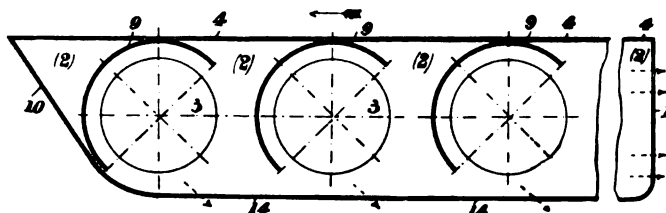
226 852. Propellerantrieb. B. G. Cooper, Surbiton (Engl.). — Eine Schaufel *a* beschreibt mit dem Flächenmittelpunkt eine 8, indem der Schaufelarm *a*₁ um einen horizontalen Zapfen seitwärts schwingt, welche Bewegung er von einer Kurbel *d*₁ erhält, während gleichzeitig, von der Kurbel *d*₂ eingeleitet, eine Schwingbewegung um den vertikalen Zapfen *c* vollführt wird. Bei der Bewegung der Schaufel entgegengesetzt der Vortriebsrichtung von *4* über *5* nach *6* bzw. von *1* über *2* nach *3* wirkt annähernd die ganze Fläche verdrängend, in den Zwischenlagen von *6* über *o* nach *1* bzw. von *5* über *o* nach *4* soll die in der bekannten Lillenthalschen Muldenform profilierte Fläche eine Komponente vortreibend wirken lassen. Eine weitere Ausführungsform bezieht sich auf den gemeinsamen Antrieb zweier derartiger Vorrichtungen.



Zu Nr. 226 852.

226 765. Flugmaschine mit auf wagerechten Wellen zwischen besonderen Saug- und Druckkammern angeordneten Flügelrädern. A. Wunderlich, Brüssel. — Ventilorräder *3* saugen Luft durch Seitenkammern von oben her an und schleudern sie der Stellung der drehbaren Kappen *9* (Schaltmängel ge-

nannt) entsprechend in eine mehr oder weniger von der Vertikalen abweichende Richtung, um auf diese Weise Auftrieb und Vortrieb zu erzielen.



Zu Nr. 226 765.

228 982. Signalapparat für Luftfahrzeuge. Philipp Lentz, Groß-Lichterfelde. Durch die relative Luftbewegung beim Steigen und Fallen des Ballons wird ein Windrad *2* in Drehung gesetzt, das je nach dem die Luft von oben oder unten in den Trichter *3* strömt, sich links oder rechts dreht. Die Welle *7* setzt je nach der Drehrichtung durch Mitnehmer *5* die Klöppel *9* der oberen Glocke *1* oder der unteren *4* in Bewegung, deren Töne verschieden sind. Statt die mechanischen können auch elektrische Läutwerke benutzt werden, wie in Fig. 2 dargestellt. Die Schnelligkeit der Wiederholung der Glockenschläge gibt einen Anhalt für die Fall- oder Steiggeschwindigkeit.

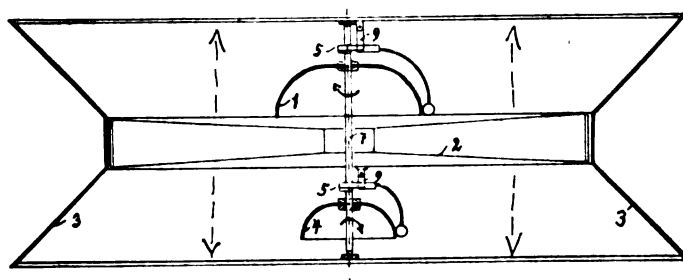
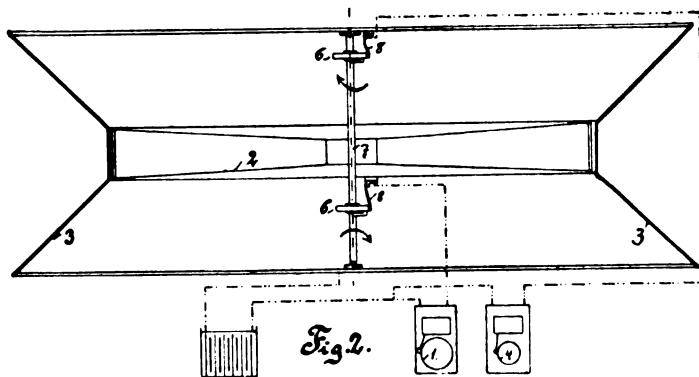
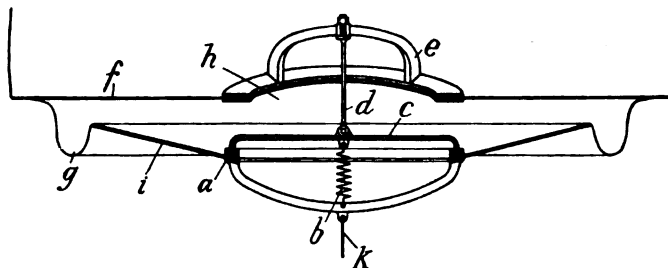


Fig. 1.



Zu Nr. 228 982.

227 151. Luftballonventil. Siemens-Schuckert-Werke, Berlin. — Der ringförmige, durch Federkraft an den Ventilteller *c* gepreßte Ventilsitz *a*, dessen Innenrand die Ausströmöffnung einschließt, wird am Außenrande durch einen ausziehbaren Balg *g* mit der Ballonhülle *f* verbunden. Der Balg ist in der Nähe des Ventilsitzes durch den Metallring *i* versteift, was besonders bei Sicherheitsventilen von Vorteil ist, weil geringe Änderungen des auf einer großen Fläche lastenden Gasdruckes große Änderungen des Dichtungsdruckes hervorrufen. Der Raum zwischen Ballonhülle, Balg und Teller steht mit dem Gasraum durch die Öffnung *h* in Verbindung. *k* ist eine Zugleine für Handbetätigung, statt deren auch ein Preßluftzylinder vorgeschlagen wird.



Zu Nr. 227 151.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. S. FINSTERWALDER DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE DR. N. JOUKOWSKY DR.-ING. VON PARSEVAL DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
C. RUNGE A. WAGENER
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

28. Januar 1911.

Heft 2.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reißner, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 24.) S. 17.
Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge. Von A. Wagener in Danzig. S. 20.
Umlauf-Motoren. Von G. Schendel. (Schluß.) S. 23.
Der Hydro-Aeroplan von Henri Fabre und der Zweidecker von L. Paulhan. Von Regierungsbaumeister Dierfeld und Dr. Quittner. S. 24.
Militärflugwesen. S. 28. — Sportliche Nachrichten. S. 28.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reißner, Aachen.
(Fortsetzung aus Heft 24.)

Gewölbte Flügelflächen.

Im Gegensatz zu der oben erwiesenen Unmöglichkeit einer glatten Strömung durch eine geometrische Schraubenfläche wird es sich nun als möglich erweisen, eine widerspruchsfreie Strömung für axial veränderliche Steigung, d. h. gewölbte Flügelflächen anzugeben. Hierbei sollen dann auch gleich die Reibungsverluste mit berücksichtigt werden.

In Gl. (3) und (4) und Fig. 2 sind die Elementardrucke dA und dB gewölbter Flächen in Richtung der Bewegung und senkrecht dazu angegeben. Aus ihnen können durch Projektion auf die Achse und auf die Drehebene der elementare Propellerschub und das elementare Drehmoment ermittelt werden zu:

$$dP = bdr (v_0^2 + \omega^2 r^2) \left[(i - \epsilon_0 + \delta) c_1 \cos \epsilon_0 - (i - \epsilon_0)^2 + \gamma^2 \right] c_2 \sin \epsilon_0 \quad (8a)$$

$$dL = bdr (v_0^2 + \omega^2 r^2) \left[(i - \epsilon_0 + \delta) c_1 \sin \epsilon_0 + (i - \epsilon_0)^2 + \gamma^2 \right] c_2 \cos \epsilon_0 \quad (9a)$$

Für das Kapitel „die dynamischen Prinzipien“ ist eine Berichtigung nachzutragen, auf die mich Herr Prandtl aufmerksam gemacht hat und die in einigen nachstehend angegebenen Gleichungen das Vorzeichen eines kleinen Gliedes ändert, ohne jedoch die Schlußfolgerungen und den Rechnungsgang weiter zu beeinflussen.

In dem Ansatz (5) nämlich, der ausdrücken soll, daß die Bewegungsgröße der durch den Propeller hindurchtretenden Luft verändert wird durch den Propellerschub und die Druckdifferenz des eintretenden und austretenden Strahls, muß die Änderung der Bewegungsgröße

Im folgenden soll der häufig auftretende Einfallswinkel des Luftstromes $i - \epsilon_0$ mit α bezeichnet werden.

Der Schub des Flächenelements auf die Einheit der Leistung, die Kraftausnutzung, wird hier etwas abweichend von dem Wert für ebene Flügel:

$$\frac{dP}{dL \omega} = \frac{1}{r \omega} \frac{c_1 (\alpha + \delta) - c_2 (\alpha^2 + \gamma^2) \operatorname{tg} \epsilon_0}{c_1 (\alpha + \delta) \operatorname{tg} \epsilon_0 + c_2 (\alpha^2 + \gamma^2)} \quad (14)$$

Auch hier ist der Wert $\frac{dP}{dL \omega}$, den wir mit ϑ be-

zeichnen wollen, für ein Flügелеlement um so größer, je kleiner die Umfangsgeschwindigkeit $r \omega$ ist. Als neue Variable kommen aber hier hinzu der Steigungswinkel der einströmenden Luft ϵ_0 und der Einfallswinkel α . Während man nun aus der letzten Gleichung sofort ablesen kann, daß, für einen hohen Wert von ϑ , ϵ_0 möglichst klein sein muß, wird sich der günstigste Betrag von α aus einer Maximalbetrachtung ergeben müssen, etwa wie folgt:

$$\frac{d\vartheta}{d\alpha} = 0 = \left[c_1 - c_2 2 \alpha \operatorname{tg} \epsilon_0 \right] \left[c_1 (\alpha + \delta) \operatorname{tg} \epsilon_0 + c_2 (\alpha^2 + \gamma^2) \right] - \left[c_1 \operatorname{tg} \epsilon_0 + 2 c_2 \alpha \right] \left[c_1 (\alpha + \delta) - c_2 (\alpha^2 + \gamma^2) \operatorname{tg} \epsilon_0 \right] = \alpha^2 + \gamma^2 - 2 \alpha (\alpha + \delta)$$

der eintretenden Luft vom Eintritt bis zum Austritt bestimmt werden und nicht vom ungestörten, weit entfernten Bereich aus bis zum Austrittsquerschnitt, wie es Gl. (5) aussagen würde. Für den ohne Ansaugung arbeitenden Fahrtpropeller kommt beides auf dasselbe hinaus, und dadurch war auch der Fehler entstanden, aber für den ortsfesten Propeller muß der Unterschied beachtet werden. Anders ist es bei der Anwendung des Energiesatzes. Dort allerdings wird die Arbeit der äußeren Kräfte darauf verwendet, der ursprünglich, d. h. in großer Entfernung vor dem Propeller ruhenden Luft eine lebendige

Hieraus folgt für den »wirksamen« Einfallswinkel $\alpha + \delta$ der Wert

$$\alpha + \delta = \sqrt{\delta^2 + \gamma^2} \quad (15)$$

Dies ist derselbe Winkel, bei dem auch der Quotient aus Auftrieb und Widerstand $\frac{dA}{dB}$ derselben geradlinig beweg-

ten gewölbten Platte zum Maximum wird und der geometrisch in bekannter Weise nach Lilienthal gefunden wird, indem

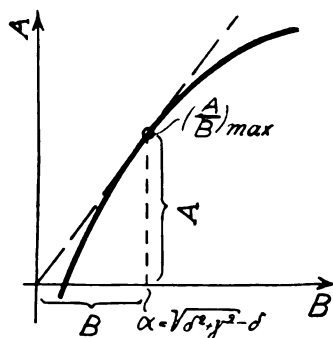


Fig. 5.

an die Kurve der resultierenden Luftdrucke die Tangente vom Anfangspunkt gezogen wird (Fig. 5). Man kann also den folgenden allgemeinen Satz aussprechen:

Die Kraftausnutzung η , d. h. der Schub eines Flügелеlements auf die Einheit der Leistung bei einem ortsfesten Schraubenpropeller ist umgekehrt proportional der Umfangsgeschwindigkeit, nimmt zu mit abnehmender Ansaugungsgeschwindigkeit der

Luft und erreicht ein Maximum bei einem »wirksamen« Einfallswinkel $\alpha + \delta$, der dem Maximum von Auftrieb durch Widerstand entspricht.

Der Vorteil kleiner Umfangsgeschwindigkeit und kleiner Ansaugungsgeschwindigkeit wird nun aber illusorisch dadurch, daß gleichzeitig auch die vom Flügелеlement aufnehmbare Leistung und der abgegebene Schub so klein werden können, daß die hohe Kraftausnutzung nichts einbringt.

Wie zwischen den widerstreitenden Forderungen ein mathematischer Ausweg gefunden wird, soll weiter unten gezeigt werden.

Vorher soll jedoch die Aufgabe, die Ansaugungs-, die Ausströmungs- und die Rotationsgeschwindigkeit der Strömung zu ermitteln, für gewölbte Flügelflächen gelöst

Kraft zu verleihen und außerdem noch eine Spannungsenergie, falls der Druck hinter dem Propeller verschieden ist von dem des ungestörten Mediums.

Diese Spannungsenergie fehlt übrigens in dem in Gl. (7) angesetzten Energieprinzip und wird auch weiterhin keine Bedeutung haben, soll aber ebenfalls noch, der Vollständigkeit wegen, weiter unten hinzugefügt werden.

Gl. (5) der fortschreitenden Bewegungsgröße nimmt also die verbesserte Form an:

$$\rho dF v_0 (v_1 - v') = dP + (p_0 - p_1) dF \quad (5)$$

wo v' die absolute Strömungsgeschwindigkeit (d. h. diejenige relativ zu ungestörten Teilen des Mediums) vor dem Propeller bedeutet. Das Glied mit v' in (5) fehlte bisher. Für die ortsfeste Schraube ist $v' = v_0$, und Gl. (5) in Verbindung mit (8) führt zu einer verbesserten Gl. (10), die sich von der früher aufgestellten nur durch das Vorzeichen des letzten Gliedes unterscheidet

$$m \cos i (\sin i - \cos i \operatorname{tg} \epsilon_0) = \sin \epsilon_0 (\operatorname{tg} \epsilon_1 - \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon_0) \quad (10)$$

Hierin war übrigens vorausgesetzt, daß hinter dem Propeller weder Über- noch Unterdruck vorhanden ist.

In den folgenden Gleichungen ist dann überall statt $\operatorname{tg} \epsilon_1 + \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon_0$ zu setzen $\operatorname{tg} \epsilon_1 - \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon_0$, und bei »stoßfreier« Abströmung erhält man:

$$\frac{\omega_1}{\omega} = + \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon_1 \operatorname{tg} \epsilon_0 \text{ statt } - \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon_1 \operatorname{tg} \epsilon_0.$$

Der Widerspruch aber, daß die Unbekannten ϵ_1 , ϵ_0 und ω_1 überbestimmt sind, ergibt sich auch hier, und die gesperrt gedruckte Schlussfolgerung des letzten Kapitels bleibt bestehen.

Ob dieser Widerspruch durch einen sog. Austrittsverlust gedeutet werden darf, können bei der vorläufigen Aussichtslosigkeit einer hydrodynamischen Theorie allein planmäßige Versuche lehren.

Rechnungsmäßig würde der Austrittsverlust folgendermaßen bestimmt werden müssen:

Gl. (12) würde sich nach Gl. (7) ergänzen zu

$$\operatorname{tg}^2 \epsilon_1 + \left(\frac{\omega_1}{\omega}\right)^2 = 2 \frac{\omega_1}{\omega} - 2 \frac{dR}{\rho dF v_0 \omega^2 r^2} \quad (12a)$$

werden. Wir befolgen dieselbe Methode wie oben für ein Flügелеlement axial konstanter Steigung und haben zunächst in dem Satz der lebendigen Kraft den Energieverlust durch Reibung der Strömung an der Propellerfläche zu berücksichtigen. Die einfachste Annahme, von deren besonderer Form übrigens nicht viel abhängt, ist die einer Reibungskraft dR in Richtung der mittleren Steigung des betrachteten Elements, deren Arbeit durch Multiplikation mit der Relativgeschwindigkeit des Elements gegen das Medium gewonnen wird, also:

$$dR = R \cdot \cos \alpha - \frac{1}{2} \sin \alpha,$$

$$dR \sqrt{v_0^2 + \omega^2 r^2} = b dr \omega^3 r^3 \frac{1}{\cos^3 \epsilon_0} \left[c_2 \cos \alpha (\alpha^2 + \gamma^2) - c_1 \sin \alpha (\alpha + \delta) \right].$$

Der Satz von der lebendigen Kraft drückt sich also nach Gl. 7 für den ortsfesten Propeller durch die folgende Gleichung aus:

$$dL \omega = \frac{1}{2} \rho b dr v_0 (v_1^2 + \omega^2 r^2) + b dr \frac{\omega^3 r^3}{\cos^3 \epsilon_0} \left[c_2 \cos \alpha (\alpha^2 + \gamma^2) - c_1 \sin \alpha (\alpha + \delta) \right].$$

Setzen wir jetzt zur Abkürzung:

$$f_1 = \frac{1}{\cos^2 \epsilon_0} \left[(\alpha + \delta) \sin \epsilon_0 + c_2 / c_1 (\alpha^2 + \gamma^2) \cos \epsilon_0 \right]$$

$$f_2 = \frac{1}{\cos^2 \epsilon_0} \left[(\alpha + \delta) \cos \epsilon_0 - c_2 / c_1 (\alpha^2 + \gamma^2) \sin \epsilon_0 \right]$$

$$\omega_1 = \mu \omega$$

und wird wie früher $\frac{b}{2 \pi r \rho} c_1$ mit m bezeichnet, so erhalten wir durch Vergleich von (5) mit (8a) und (6) mit (9a):

$$m f_1 = \operatorname{tg} \epsilon_0 \mu,$$

$$m f_2 = \operatorname{tg} \epsilon_0 (\operatorname{tg} \epsilon_1 - \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon_0).$$

wo dR der Energieverlust durch nicht stoßfreien Austritt. Aus (12a), (10), (11) und (13) gewinnt man dann unter Voraussetzung der Kleinheit von ϵ_0

$$\begin{aligned} \epsilon_0 &= \frac{m i}{m + i} \\ \operatorname{tg} \epsilon_1 &= i \\ \frac{2 dR}{\rho dF v_0 \omega^2 r^2} &= \frac{i^2}{m + i} \\ \mu &= \frac{i^2 m + 2 i}{2 m + i} \end{aligned}$$

Der Austrittsverlust, dividiert durch den ganzen Energieaufwand wird dann

$$\frac{2 dR}{\rho dF v_0 \omega^2 r^2} = \frac{i}{m + 2 i}$$

Also z. B. für eine spez. Völligkeit $m = \frac{b c_1}{2 \pi r \rho} = 0,3$ und einen Steigungswinkel $i = 0,1$ würde der verhältnismäßige Austrittsverlust gleich $\frac{1}{8}$ werden.

Ein solcher Austrittsverlust wird offenbar die Flächenausnutzung einer Hubschraube ungünstig beeinflussen und den Ventilatornutzeffekt herabsetzen.

Bei der experimentellen Nachprüfung der Anschauung, die mit dem Austrittsverlust hantiert, müßten natürlich auch die Reibungs- und Formwiderstände des Flügelprofils mit hineinbezogen werden.

Bei Gelegenheit dieses Nachtrags soll noch, wie oben besprochen, die Energiegleichung (7) für den Fall eines Überdrucks oder Unterdrucks hinter der Schraube ergänzt werden. Die Bernoullische Grundgleichung der Hydraulik sagt bekanntlich aus, daß die Spannungsenergie der Masseneinheit gleich $(p_1 - p) / \rho$ ist und also diejenige der einströmenden Masse $\rho dF v_0$ gleich $(p_1 - p) dF v_0$, wo p den Druck des ungestörten Mediums bedeutet. Gl. (7) erweitert sich also zu

$$dP \cdot v + \frac{\rho dF v_0}{2} (v_1^2 + \omega^2 r^2) + (p_1 - p) dF v_0 + dR = dL \omega \quad (7)$$

Diese erweiterte Beziehung kommt für die Ausströmung in die freie Atmosphäre kaum in Frage, wird aber wichtig für Ventilatoren, die gegen Überdruck zu arbeiten haben.

Die Energiegleichung wird mit den obigen Abkürzungen:
 $2 m f_1 = \operatorname{tg} \epsilon_0 (\operatorname{tg} \epsilon_1^2 + \mu^2) + 2 m \operatorname{tg} \epsilon_0^3 \left[c_2/c_1 (\alpha^2 + \gamma^2) - \alpha (\alpha + \delta) \right].$

Wir haben also wiederum drei Gleichungen zur Bestimmung der drei Unbekannten ϵ_0 , ϵ_1 und μ , d. h. der Einstromungsgeschwindigkeit v_0 , der Ausströmungsgeschwindigkeit v_1 und der erzeugten Winkelgeschwindigkeit ω_1 , wenn die spezifische Flügelbreite m , der Steigungswinkel i und die Umfangsgeschwindigkeit ωr des Propelleres gegeben sind.

Einfacher aber wird die Rechnung, wenn zum Steigungswinkel ϵ_0 der Einstromung zunächst die zugehörige spezifische Flügelbreite m und dann ϵ_1 und μ gesucht werden. Setzt man nämlich aus den ersten beiden der obigen Gleichungen die Werte von μ und $\operatorname{tg} \epsilon_1$ in die letzte ein, so ergibt sich für m die folgende quadratische Gleichung:

$$m^2 - 2 m D + E = 0,$$

wo

$$D = \frac{\operatorname{tg} \epsilon_0 (f_2 \operatorname{tg} \epsilon_0 + f_1) - \operatorname{tg} \epsilon_0^4 [c_2/c_1 (\alpha^2 + \gamma^2) - \alpha (\alpha + \delta)]}{f_1^2 + f_2^2}$$

$$E = \frac{\operatorname{tg} \epsilon_0^4}{4 (f_1^2 + f_2^2)}$$

Es wird dann

$$\begin{aligned} m &= D \pm \sqrt{D^2 - E} \\ \operatorname{tg} \epsilon_1 &= m \left[\frac{\alpha + \delta}{\sin \epsilon_0} - \frac{c_2/c_1 (\alpha^2 + \gamma^2)}{\cos \epsilon_0} \right] + \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon_0 \\ \mu &= m \left[\frac{\alpha + \delta}{\cos \epsilon_0} + \frac{c_2/c_1 (\alpha^2 + \gamma^2)}{\sin \epsilon_0} \right] \end{aligned} \quad (16)$$

Hierin ist wiederum:

$$f_1^2 + f_2^2 = \frac{1}{\cos^2 \epsilon_0} [(\alpha + \delta)^2 + \frac{c_2^2}{c_1^2} (\alpha^2 + \gamma^2)]$$

$$f_2 \operatorname{tg} \epsilon_0 + f_1 = \frac{1}{\cos \epsilon_0} [(\alpha + \delta) \sin 2\epsilon + c_2/c_1 (\alpha^2 + \gamma^2) \cos 2\epsilon]$$

und der für die Angabe der richtigen Wölbung wichtige Austrittswinkel der zum Flügel relativen Strömung nach Fig. 4:

$$\operatorname{tg} i' = \operatorname{tg} \epsilon_1 \frac{1}{1 - \mu}.$$

Von den beiden Wurzeln für m kommt nur diejenige mit positivem Vorzeichen vor der Quadratwurzel in Betracht, da das negative Vorzeichen negative Ausströmungsgeschwindigkeiten v_1 ergibt.

Für im Verhältnis zur Umfangsgeschwindigkeit kleine Ansaugungsgeschwindigkeiten, kann E gegen D und die Glieder mit $\sin \epsilon_0^4$ vernachlässigt werden und man erhält die sehr einfache Beziehung:

$$m = \frac{\sin \epsilon_0}{\alpha + \delta} \left(\sin 2\epsilon_0 + c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta} \cos 2\epsilon_0 \right). \quad (16a)$$

Es wurde oben schon darauf hingedeutet, daß mit steigender Kraftausnutzung $\mathcal{J} = \frac{dP}{dL \omega}$ notwendig der Schub auf die Flächeneinheit der Schraubenkreisfläche abnehmen muß.

Der numerische Zusammenhang hierfür soll jetzt verfolgt werden.

Aus Gl. (8a) folgt für die Hubkraft oder den Schub dP auf die zugehörige Fläche $2 \pi r dr$, die sogenannte Flächenausnutzung:

$$h = \frac{dH}{2 \pi r dr} = \frac{\rho m \omega^2 r^2}{\cos^2 \epsilon_0} [\alpha + \delta - c_2/c_1 (\alpha^2 + \gamma^2) \operatorname{tg} \epsilon_0].$$

Für kleine ϵ_0 , d. h. verhältnismäßig kleine Ausgangsgeschwindigkeiten kann das letzte Glied vernachlässigt werden, und man darf mit genügender Genauigkeit setzen:

$$h = \rho m \omega^2 r^2 (\alpha + \delta)$$

und wenn wir aus (18a) den Wert für $m (\alpha + \delta)$ einsetzen:

$$h = \rho \omega^2 r^2 \epsilon_0 \left(2 \epsilon_0 + c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta} \right) \dots (17)$$

Der erreichbare Schub auf die Einheit der Schraubenkreisfläche ist also proportional der Dichte der Luft, dem Quadrat der Umfangsgeschwindigkeit und wächst auch mit der Ansaugungsgeschwindigkeit und dem Luftstoßwinkel α wie oben angegeben.

Um nun festzustellen, wie die Flächenausnutzung h von der Kraftausnutzung \mathcal{J} abhängt, erinnern wir uns an Gl. (16), die wir mit denselben Vernachlässigungen wie oben benutzt, schreiben können:

$$\mathcal{J} = \frac{1}{r \omega} \frac{1}{\epsilon_0 + c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta}} \dots (14a)$$

Der größte Nutzwert \mathcal{J} tritt ein bei möglichst kleiner Umfangsgeschwindigkeit $r \omega$ des betrachteten Flügелеlements, bei möglichst kleinem Steigungswinkel der Ansaugung und bei dem Kleinstwert von $c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta}$, der, wie schon oben bewiesen, einem günstigsten Wert von $\alpha = \sqrt{\delta^2 + \gamma^2} - \delta = \alpha_0$ entspricht.

Der größte Wert von \mathcal{J} , nämlich der, dem man sich für $\epsilon_0 = 0$ und $\alpha = \alpha_0$ nähern kann, ist also:

$$\mathcal{J}_{\max} = \frac{1}{r \omega \cdot 2 c_2/c_1 \alpha_0}.$$

In diesen beiden Beziehungen für h und \mathcal{J} können zwei Größen als unabhängig voneinander gegeben gedacht werden, z. B. Steigungswinkel i des Flächenelements und Flächenbreite b oder auch Nutzwert \mathcal{J} und Luftstoßwinkel α . Man kann also z. B. h durch \mathcal{J} und α ausdrücken, indem man aus (19) und (16a) ϵ_0 eliminiert. Dadurch erhält man:

$$h = \rho \omega^2 r^2 \left(\frac{1}{\mathcal{J} r \omega} - c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta} \right) \left(\frac{2}{\mathcal{J} r \omega} - c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta} \right) \quad (17a)$$

Setzen wir zur Abkürzung die Umfangsgeschwindigkeit $r \omega = u$ und den Wert $c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta} = \beta$, d. i. das Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb, so haben wir die folgende Abhängigkeit zwischen h , u , \mathcal{J} und β .

$$\mathcal{J} u = \frac{1}{\epsilon_0 + \beta} \dots (14b)$$

$$\frac{h}{u^2} = \rho \left(\frac{1}{\mathcal{J} u} - \beta \right) \left(\frac{2}{\mathcal{J} u} - \beta \right) \dots (17b)$$

Aus diesen Formeln lassen sich die folgenden Schlüsse ziehen:

Die Kraftausnutzung für die Umfangsgeschwindigkeit u wächst mit abnehmender Ansaugungsgeschwindigkeit v_0 ($\epsilon_0 = \frac{v_0}{\omega r}$) und erreicht ihr Maximum mit dem Minimum β_0 von β , d. h. mit dem Minimum des Verhältnisses von Widerstand zu Auftrieb $\beta_0 = 2 c_2/c_1 \alpha_0$, wo α_0 der Einfallswinkel dieses günstigsten Verhältnisses.

Phillips und Maxim haben dieses Verhältnis bis $\frac{1}{20}$ für schmale, schwach gewölbte, glatte Flächen heruntergedrückt. Daher kann $\mathcal{J} u_{\max} = 20$ für sehr geringe Völligkeit m der Flügelfläche und sehr kleine Stellungswinkel i

als Grenze angenommen werden. Bendemann findet für Flügel mit ebener Druckfläche bei kleinem m und i die Maximalziffer (bei Bendemann C genannt) 11,6, Breguet findet die günstigsten Werte bei gewölbten, vorn verdickten Flügelflächen, Bendemann hatte offenbar nicht die der Strömung entsprechenden Wölbungen getroffen.

Bei dieser größten Kraftausnutzung $\mathcal{J}u = \frac{1}{\beta}$ wird die Flächenausnutzung h gleich Null und nimmt für kleinere Werte von $\mathcal{J}u$ nach Gl. 14 b zu. Für eine gute Flächenausnutzung kommt es darauf an, dem Auftriebsverhältnis $1/\beta$ seinen größten Wert $1/\beta_0$ zu geben. Da $\beta_0 = 2 c_2/c_1 \alpha_0$ ist, muß man darauf hinarbeiten, Flächenwölbungen mit möglichst großem Koeffizientenverhältnis $\frac{\delta}{\gamma}$ anzuwenden.

Im übrigen wächst die Flächenausnutzung mit der Dichte des Strömungsmediums.

Der Renardsche Gütegrad.

Um eine von den Dimensionen unabhängige Vergleichsziffer für Hubschrauben zu gewinnen, hat Renard¹⁾ die Größe $Q = \frac{H^3}{L^3 \omega^2 F \rho}$ eingeführt, die bei der Bezugnahme auf ein unendlich kleines Flächenstück dF die Form annimmt

$$Q = \frac{h \mathcal{J}^2}{\rho} \dots \dots \dots (18a)$$

Bendemann¹⁾ benutzt statt dessen als Gütegrad die unbenannte Zahl:

$$\zeta = \sqrt[3]{\frac{h \mathcal{J}^2}{2 \rho}} \dots \dots \dots (18)$$

Breguet¹⁾ empfiehlt als Maßstab für die Güte einer Hubschraube den Ausdruck:

$$q = \sqrt{\zeta^3 \frac{\pi \rho}{2}} \dots \dots \dots (18b)$$

Da der Ausdruck $\frac{h \mathcal{J}^2}{2 \rho}$ gegen eins strebt, eignet er sich wohl am meisten für eine Wertung. Wir werden jedoch sehen, daß, wie Bendemann auch bemerkt hat, der Wert der Renardschen Ziffer überhaupt nicht für die Konstruktion von guten Hubschrauben maßgebend ist.

Aus Gl. 17 b folgt für:

$$\zeta^3 = (1 - \beta \mathcal{J}u) (1 - \frac{1}{2} \beta \mathcal{J}u) \dots \dots (20)$$

Man erkennt unmittelbar, daß der Kleinstwert von ζ gleich 0 ist und bei dem Größtwert der Kraftausnutzung $\mathcal{J}u = \frac{1}{\beta}$, also bei einer verschwindenden Flächenausnutzung h erreicht wird.

Der nur asymptotisch erreichbare Größtwert von ζ wird offenbar gleich 1, und zwar wenn $u \mathcal{J} \beta$ verschwindet, was nur geschehen kann bei der Umfangsgeschwindigkeit $u = 0$. Um große Werte von ζ nahe an 1 bei guter Kraftausnutzung zu erhalten, kommt es darauf an, mit langsam laufenden Schrauben zu arbeiten, deren Flächenausnutzung aber notwendig schlecht sein muß.

Der Renardsche Maximalwert würde 2,9, der Breguetsche 0,441 werden.

Erreicht worden sind von den verschiedenen Experimentatoren:

	ζ	Q	q
Renard	0,734	1,14	0,275
Breguet	0,871	1,94	0,36
Bendemann	0,745	1,21	0,284
Theoretisches Maximum nur asymptotisch erreichbar .	1	2,91	0,441

Man ersieht aus der Form der Größen ζ und \mathcal{J} , daß kleine Umdrehungsgeschwindigkeiten $u = r \omega$ große Werte der ersteren, hingegen aber kleine Kraftausnutzungen liefern. Daraus erklärt sich ja auch die bekannte Tatsache, die schon so manche Erfinder von Schraubenfliegern irreführt hat, daß kleine Hubs mit außerordentlich guter Kraftausnutzung erzeugt werden können, und daß also Modelle viel günstiger arbeiten, als große Apparate. Ferner sieht man, daß große Gütegrade ζ sehr wohl mit schlechter Kraftausnutzung \mathcal{J} verknüpft sein können, und daß die Größe ζ trotz ihrer Unabhängigkeit von den Dimensionen sich nicht als Wertmesser einer Hubschraube eignet.

Die Aufgabe, eine ortsfeste Schraube für gegebene Verhältnisse, etwa für vorgeschriebenen Durchmesser und vorgeschriebene Leistung, zu entwerfen, muß also anders angefaßt werden.

Im folgenden Abschnitt soll ein einfaches Verfahren für einen solchen Entwurf nach den Regeln der Variationsrechnung, d. h. der Maximalrechnung bestimmter Integrale angegeben werden.

(Fortsetzung folgt.)

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge.

Von A. Wagener in Danzig.

Durch die rasche Entwicklung der Luftschiffahrt und Flugtechnik ist der Wärmekraftmaschine ein neues Verwendungsgebiet erschlossen worden, dessen Weite und Fruchtbarkeit einer verständigen Bewirtschaftung recht ansehnliche Erfolge sicher zu verbürgen scheinen, auf dem aber bis heute, von ganz wenigen Ausnahmen abgesehen, nur die Viertaktmaschine festen Fuß zu fassen vermochte. Wenn auch aller Voraussicht nach einem großen Teile der zahlreichen in den letzten Jahren geschaffenen Bauarten keine lange Lebensdauer beschieden sein wird, so ist doch die Mannigfaltigkeit der Ausgestaltung, durch die man den neuen Anforderungen gerecht zu werden versucht hat, bezeichnend und bemerkenswert, insofern sie nämlich eine besondere Wandlungsfähigkeit im Aufbau recht augenfällig hervortreten läßt. Diese ist in der Tat der Viertaktmaschine eigen, ist für sie aus langen und richtig bewerteten Erfahrungen heraus erworben worden, nach deren gegenwärtigem Stande ihr Arbeitsvorgang als hinreichend bekannt und einfach zu betrachten ist, um ihn bei verschiedenartigst ausgebildeter Zusammenfügung vielfach erprobt und geeignet befundener Elemente in betriebstechnisch und wirtschaftlich befriedigendem Maße verwirklichen zu können. Die Wahl des Gesamtbaues, der Anordnung der Zylinder, Getriebe und Rohrleitungen erscheint demgemäß wenig beschränkt, eine unzweifelhaft schätzenswerte Annehmlichkeit, auf die der Konstrukteur nicht leichthin verzichten wird.

Eine so günstige Entwicklungsstufe hat die Zweitaktmaschine noch nicht erreicht; ihr Arbeitsvorgang,

¹⁾ Siehe Zitate der Einleitung.

mit dessen Studium sich bisher nur relativ wenige Fachgenossen eingehend befaßt haben, gilt vielfach als besonders verwickelt, wird allgemein noch nicht hinreichend in sämtlichen Einzelheiten durchschaut und beherrscht und daher von manchen für schwer durchführbar und wenig versprechend oder gar für unzuverlässig erachtet. Mögen Auffassungen dieser Art auch das Ziel verfehlen und die vermuteten Schwierigkeiten vielleicht weit überschätzen, sie sind doch immerhin wirksam, solange sie herrschen, und sicherlich ausreichend, Bedenken hervorzurufen, deren bloßes Vorhandensein eine beträchtliche Einengung der konstruktiven Freiheit bedingen kann. Indessen ist aus dieser einen Erwägung wohl kaum eine hinlängliche Erklärung dafür zu gewinnen, wie der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge bisher in so auffallender, geradezu ablehnender Weise das Interesse der Fachleute versagt bleiben konnte. Denn gewisse systematische Vorzüge, deren Erstrebung schon der Mühe wert sein dürfte, lassen sich bei objektiver Beurteilung der Zweitaktmaschine nun einmal nicht absprechen. Das geht auch aus den Ergebnissen des Großbetriebes hervor, in dem sie bis heute ihren Platz neben der Viertaktmaschine mit Erfolg behauptet, ja in nicht wenigen Fällen nach der triftig begründeten Ansicht erfahrener Betriebsleiter sogar eine entschiedene Überlegenheit bewiesen hat. Dabei kommt es hier überall auf die Nutzbarmachung gasförmiger Brennstoffe hinaus, während für Luftschiff- und Flugzeugmaschinen nach dem gegenwärtigen Stande der Dinge nur tropfbar flüssige Brennstoffe in Betracht zu ziehen sind, deren Verwendung für die Durchführung des Zweitaktverfahrens besonders günstige Verhältnisse schafft. Nun haben, wie die Geschichte der Technik lehrt, die Widerstände geistiger Trägheit und der bekannten Zähigkeit, mit der zuweilen an ganz persönlichen und vielleicht auch kritiklos übernommenen Vorurteilen festgehalten wurde, dem Fortschritt gar zu oft und zu hartnäckig im Wege gestanden, als daß man sich des Gedankens an sie in solchen Fällen, wo eine wenig begreifliche Geringachtung entschieden vorhandener und auch wohl erkennbarer Entwicklungsmöglichkeiten vorzuliegen scheint, vollständig ent schlagen könnte, aber anderseits fällt es in unserer Zeit doch schwer, an einen sehr nachhaltigen Einfluß derartiger Hemmnisse zu glauben. Vielleicht ist einem anderen bisher noch kaum erörterten Umstande der Hauptanteil an der Herbeiführung der gekennzeichneten Sachlage zuzuschreiben, daß nämlich in besonderen Fällen die Schwierigkeiten, die einer brauchbaren Verwirklichung des Zweitaktverfahrens entgegenstehen, nicht etwa überschätzt, sondern im Gegenteil zu gering eingeschlagen worden sind, und daß diese Verken nung schwere Mängel der Konstruktion, daher auch schlimme und von weiteren Versuchen gänzlich abschreckende Mißerfolge bei der Erprobung ausgeführter Maschinen nach sich gezogen hat. Gewisse Anzeichen wenigstens scheinen auf einen derartigen Zusammenhang hinzuweisen. Wie dem auch sein möge, es dürfte sich wohl zu untersuchen verlohnen, inwieweit die bei der konstruktiven Durchbildung und aus den Betriebsergebnissen großer Zweitaktmaschinen gewonnenen Anschauungen und Erfahrungen hinsichtlich des Arbeitsvorganges allgemein beachtenswerte Richtlinien festzulegen gestatten, deren Verfolgung beim Ausbau von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge wenigstens den einen Vorteil gewähren dürfte, daß dabei bedenkliche Abwege mit einiger Sicherheit als solche zu erkennen sind und vermieden werden können. Die folgenden Besprechungen, die zur Bearbeitung dieser Aufgabe einige Beiträge liefern wollen, beziehen sich fürs erste nur auf einfache Sonderfälle, die als Beispiele zur

Kennzeichnung des für zweckmäßig erachteten Ermittlungsganges genügen dürften. Um den Überblick in etwa zu erleichtern, wurde versucht, die wichtigsten Einzelfragen für sich in je einem besonderen Abschnitte zu behandeln, wiewohl es fraglich erscheint, ob sich eine Trennung und Aussonderung dieser Art mit dem Wesen der Sache recht verträgt. Einige Wiederholungen und Weitläufigkeiten sowie auch verschiedene Hinweise auf allgemein bekannte Beziehungen ließen sich dabei mit Rücksicht auf die Wahrung des Zusammenhanges nicht gut vermeiden.

I. Bemessung der Spülluft- und Gesamtluftmenge.

Die Skizzen Fig. 1, 2 und 3 stellen Urformen zweier Zylinderanordnungen dar, die zur Durchführung des Zweitaktverfahrens grundsätzlich geeignet sind, ob mit

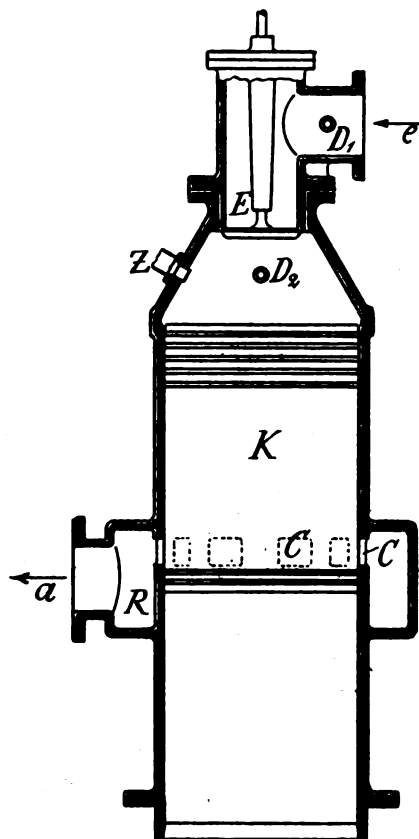


Fig. 1.

besonderem Vorteil, mag noch dahingestellt bleiben. In Fig. 1 habe der Kolben K kurz nach der mittels des Zünders Z bewirkten Entflammung des Gemisches den inneren Totpunkt O_i erreicht. Wenn er bald darauf gegen Ende des Ausdehnungshubes die den Zylinder durchbrechenden, über den Umfang gleichförmig verteilten Auslaßöffnungen C freizulegen beginnt, so strömen die Rückstände in die Auslaßkammer R und von hier nach a durch die Auslaßleitung ins Freie. Angenommen, es sei in dem Augenblicke, wo etwa der halbe Querschnitt der Öffnungen C freiliegt, die Entspannung der Rückstände bis auf annähernd atmosphärischen Druck erfolgt, und es werde nun das gesteuerte Ventil E geöffnet, dann tritt die nach e zufließende verdichtete Luft in den Zylinder ein und beginnt die noch vorhandenen, niedrig gespannten Rückstände zu verdrängen. Nach einer Weile wird durch die in den Ventilstützen mündende Düse D_1 flüssiger Brennstoff eingespritzt, zerstäubt und in ge-

eigneter Menge und Verteilung dem nach dem Zylinder fließenden Luftstrom zugeführt, so daß ein Gemisch von bestimmter Zusammensetzung entsteht. Diejenige Luftmenge, die während der Einströmung den zerstäubten Brennstoff in sich aufnimmt, heiße die Mischluft,

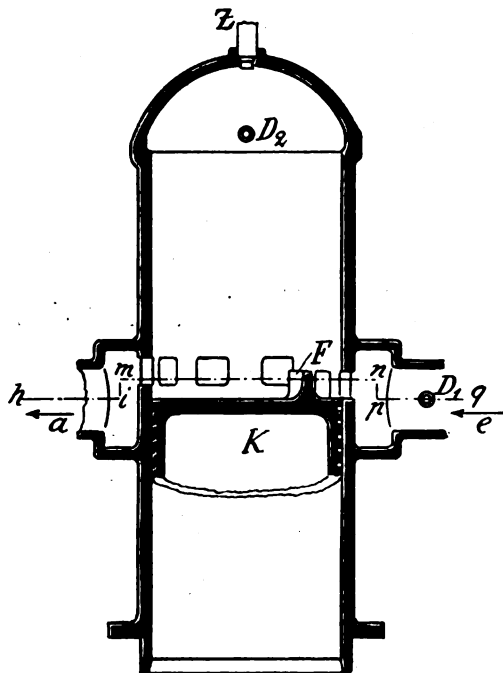


Fig. 2.

während die andere vorher nach dem Zylinder ausgeflossene Luftmenge als Spülluft bezeichnet sei. In dem Augenblicke, wo der Kolben, nachdem er den äußeren Totpunkt O_a erreicht hat, wieder einwärts wandernd die Auslaßöffnungen versperrt, möge auch das Ventil E schließen; es beginnt dann die Verdichtung, der in der

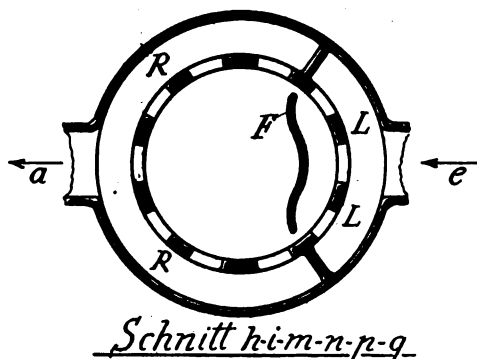


Fig. 3.

Nähe von O_i eine neue Entflammung folgt. Die für die Steuerung wichtigen Kurbelstellungen sind qualitativ in Fig. 4 angegeben. Wird der Kurbelkreis vom inneren Totpunkte O_i aus in der Pfeilrichtung durchlaufen, so folgen A_0 Öffnen des Auslasses, S_0 Öffnen des Ventils, D_0 und D_s Anfang und Ende der Brennstoffzufuhr durch die Düse D_1 , A_s Schließen der Auslaßöffnungen und des Ventils, Z Zündung. Warum hier D_s als vor A_s liegend angenommen ist, wird sich später ergeben. Statt der Düse D_1 kann auch eine solche D_2 angeordnet werden, die den Brennstoff unmittelbar in den Kraftzylinder einzuführen gestattet. Vorläufig mag es genügen, darauf hinzuweisen, daß dann in der Regel ein anderer

Arbeitsvorgang gewählt wird, bei dem jedenfalls die Brennstoffzufuhr erst nach dem Schließen A_s der Auslaßöffnungen beginnt.

Diese beiden je nach der Lage der Brennstoffdüse verschiedenen Arbeitsvorgänge lassen sich auch bei der Anordnung Fig. 2 durchführen. Dabei ist das Ventil durch Luftereinlaßöffnungen ersetzt, die ebenso wie der Auslaß für Rückstände vom Kolben gesteuert werden. Auf dessen Boden ist eine Leitfläche F angebracht, die den eintretenden Luftstrom nach oben ablenkt, wodurch

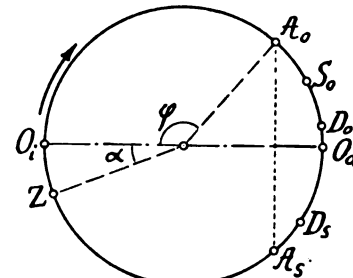


Fig. 4.

verhindert werden soll und bis zu einem gewissen Grade auch verhindert wird, daß die Luft kurzerhand durch die Auslaßöffnungen entschlüpft.

In bezug auf die Bauart Fig. 1 sei es vorübergehend als möglich vorausgesetzt, die Luft so einzuführen, daß sie in Form eines vollkommenen Parallelstromes den Zylinder durchfließt und daß in jedem beliebigen Zeitelement alle Stromfäden gleiche Geschwindigkeit haben, die im übrigen zeitlich veränderlich sein kann. Die Luft möge sich mit den Rückständen durchaus nicht vermischen, sondern nur eine ebene Berührungsfläche normal zur Zylinderachse mit ihnen gemein haben, und ebenso mögen sich auch die Spülluft und die Mischluft während der Einströmung zueinander verhalten. Alle zu betrachtenden Einzelräume seien auf den Querschnitt der Zylinderbohrung vom Durchmesser D [m] reduziert gedacht, so daß sich ein Zylinderlängsschnitt ursprünglicher Form Fig. 5 zeichnen läßt, in dem der Inhalt der Einzelräume und ebenso auch irgendein zu betrachtendes Luft- oder Gemischvolumen usw. durch Längenmaßstäblich angegeben ist. So liefert l_c einen Wert für den Inhalt des Verdichtungsraumes, l_R für den der Auslaßkammer R , in den man die Raumanteile,

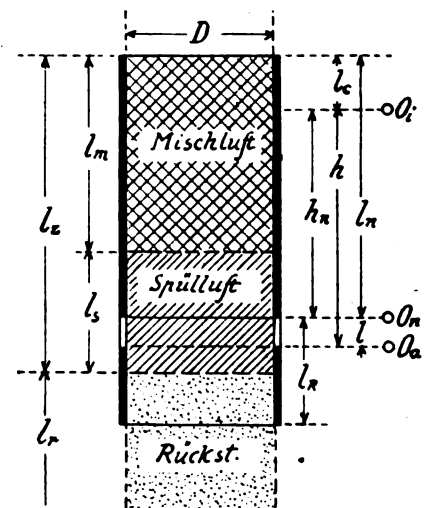


Fig. 5.

die durch die Auslaßöffnungen bestimmt sind, mit einbeziehen kann. Die Strecken h und h_n stellen im Längenmaßstab den Kolbenhub und dessen für die Verdichtung wirksamen Anteil dar, der als nutzbarer Kolbenweg bezeichnet sei, wonach $l_n = h_n + l_c$ die Länge des nutzbaren Zylinder-raumes genannt werden kann. Sind diese und andere Längen in [m] gegeben, so bedeutet allgemein lF , worin $F = \frac{\pi D^2}{4}$ [m²], ein Volumen in [m³]. Nur $l = h - h_n$

stellt lediglich einen Längenwert dar, nämlich die in Richtung der Zylinderachse gemessene Seitenlänge der Auslaßöffnungen, die, in der Abwicklung betrachtet, von rechteckiger Gestalt sein mögen. Die in der Figur angegebene Verteilung von Rückständen, Spülluft und Mischluft, gelte für den Augenblick, wo die steuernde Bodenkante des Kolbens von O_a aus in die durch O_n gekennzeichnete Stellung gewandert ist und die Auslaßöffnungen schließt.

Es sei vorausgesetzt, daß der zum großen Teil als Flüssigkeitsstaub vorhandene Brennstoff für die Bestimmung des dem Gemisch zuzuerkennenden Druckes und Volumens eine sehr geringe, ohne große Fehler zu vernachlässigende Bedeutung habe, wonach für das Gemisch nur der Zustand der Mischluft in Betracht gezogen zu werden braucht. Dann sind folgende Raumgrößen ins Auge zu fassen: V_h der Kolbenhubraum, V_{hn} der nutzbare Hubraum, V_c der Verdichtungsraum, V_n der nutzbare Zylinderraum, V_r das Volumen der Rückstände, V_s und V_m das Spülluft- und Mischluftvolumen, $V_s + V_m$ das Gesamtluftvolumen. Offenkundig erleidet die in den Kraftzylinder einströmende Luft immer nur Zustandsänderungen, die nicht umkehrbar sind, aber selbst dann, wenn man deren Inbegriff näherungsweise als eine umkehrbare Änderung auffaßt und behandelt, was der Erfahrung nach innerhalb gewisser Grenzen praktisch brauchbare Ergebnisse zu liefern vermag, ist diese Änderung noch verwickelt genug; vor allem wird zu beachten sein, daß die einzelnen Massenelemente des Luftstromes zuerst, während sie unter Druckabnahme den Ventilsplatt durchfließen, einen Teil ihres Wärmeinhaltes einbüßen, der in Bewegungsarbeit umgeformt wird, wobei ihre Temperatur abnimmt und ihr Volumen wächst, dann aber aus den heißen Zylinderwänden mehr oder minder große Wärmemengen aufnehmen und durchschnittlich eine nicht unbedeutende Temperaturerhöhung erfahren. Über den Verlauf der Wärmeaufnahme läßt sich in quantitativer Hinsicht leider nichts aussagen; seine Erforschung würde an der Unzulänglichkeit der bisher bekannten Untersuchungsmittel völlig scheitern. Der dynamische Druck muß wenig hinter dem Ventilsplatt einen Mindestwert erreichen und dann wieder durchschnittlich zunehmen, während der statische Druck im Zylinder nach zahlreichen Indikatordiagrammen, die an großen Zweitaktgasmaschinen genommen wurden, sich nur sehr wenig zu ändern scheint, sofern nicht etwa die einströmende Luftmenge in lebhaften Schwingungen versetzt worden ist; in diesem Falle sind die erwähnten Diagramme auch nicht entfernt mehr als hinreichend zuverlässig anzusehen. Das Schwingen der Luftsäule läßt sich aber unter günstigen Umständen verhindern oder auf ein sehr geringes Maß einschränken. Was endlich das Volumen betrifft, so ist sicher anzunehmen, daß es durchschnittlich während des ganzen Verlaufes der Einströmung infolge der Wärmeaufnahme bei relativ wenig veränderlichem Druck zunimmt. So verwickelt und wenig faßbar nun auch immer insgesamt dieser Vorgang der Lufteinströmung sein möge, man braucht sich deshalb von dem Bestreben, Stützpunkte für die Vorausberechnung der Maschinenabmessungen zu gewinnen, keineswegs abschrecken zu lassen, denn die Erfahrung hat gezeigt, daß auch solche Ermittlungen, die auf überaus vereinfachende Annahmen gegründet sind, für den Anfang schon praktisch wertvoll sein und weiteren Fortschritten den Weg bahnen können.

(Fortsetzung folgt.)

Umlauf-Motoren.

Von G. Schendel.

Gnome-Motor.

(Schluß.)

Die bisherigen Ermittlungen sind gemacht unter der Voraussetzung, daß der Schwerpunkt des Kolbens in die Kolbenbolzenachse fällt, dort also der Angriffspunkt aller Kräfte ist, und daß die Normaldrücke sich gleichmäßig über die Gleitfläche AB verteilen (Fig. 43), da sie in deren Mitte angreifen.

Dies läßt sich beim Gnome-Motor, wo das gewichtige Saugventil ganz vorn im Kolben liegt, nicht erreichen. Nach meinen Ermittlungen befindet sich der Schwerpunkt des Kolbens \odot auf $\frac{1}{3}$ der Länge von Vorderkante Gleitfläche. Die Corioliskraft wird daher keinen gleichmäßigen Druck hervorgerufen, sondern es ergibt sich eine Verteilung nach Fig. 43).

Die Gleitbahndrücke stellen ein Dreieck dar; denn dann fällt ihre Resultierende R , die durch den Schwerpunkt jenes Dreiecks geht, d. i. $\frac{1}{3}$ der Länge von Kante A ab, mit der im Kolben Schwerpunkt D angreifenden Corioliskraft zusammen.

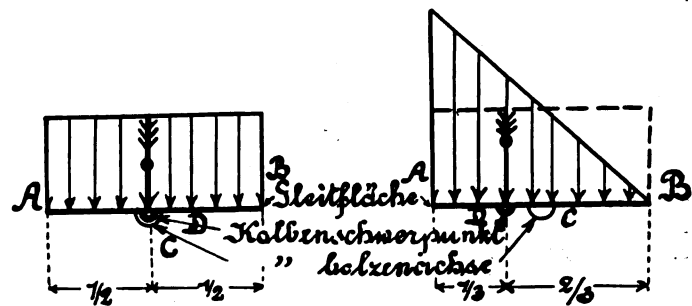


Fig. 43. Verteilung der Gleitbahndrücke aus der Corioliskraft, wenn der Schwerpunkt auf der Mitte und auf $\frac{1}{3}$ der Kolbenlänge liegt.

An der oberen Kolbenkante wird nach dieser Verteilung der Gleitbahndruck aus der Corioliskraft doppelt so groß als vorher.

Die Normalkräfte, die sich bei der Zerlegung der Axialkräfte ergeben, verteilen sich gleichmäßig über die Gleitbahn, denn ihre Angriffsstelle, die Kolbenbolzenachse, liegt annähernd auf Mitte.

Um die Maximalwerte zu erhalten, ist in Fig. IV des Beiblattes (S. 7 Heft 1) die Corioliskraft doppelt abgetragen (die dünne — Linie). Wir addieren in gleicher Weise wie früher die Seitendrücke aus den Axialkräften (— — — Linie), teilen durch die Gleitfläche und erhalten (Fig. VI die dünne — Linie) die Gleitbahndrücke, wie sie an der Oberkante des Kolbens auftreten.

Die zuletzt ermittelten Werte stellen natürlich nur eine Annäherung dar. Infolge der elastischen Verbiegung von Kolben und Zylinder und infolge ihrer Abnutzungen werden sich die Gleitbahndrücke unregelmäßig verteilen. Die Maximalwerte werden jedoch dauernd am oberen Kolbenende, wo der Messingring angeordnet ist, auftreten, denn der Kolbenboden ist der Weg, auf dem fast alle auftretenden Kräfte ihren Ausgleich suchen müssen.

Die Ermittlungen, die natürlich nicht nur für den Gnome-Motor gelten, sondern sich auf jeden ähnlichen Umlaufmotor sinngemäß übertragen lassen, lehren folgendes: durch das Hinzutreten der Corioliskraft kommen bei Motoren dieser Art Drücke zwischen Kolben und Zylinder zustande, die das sonst im Motorenbau übliche Maß bei weitem überschreiten.

So weist der Gnome-Motor einen mittleren Maximaldruck von 4 kg/qcm während des Arbeitshubes auf. An der Vorderkante des Kolbens steigt die Pressung bis annähernd 6 kg/qcm.

Die Höchstdrücke während der anderen Perioden betragen auch 1 bis 2 kg/qcm, resp. 4 kg/qcm am Kolbenboden.

Zum Vergleich sind in Fig. IV und V (die — · — · Linie) die Kräfte verzeichnet, die auftreten würden, falls die Zylinder feststehen, dagegen die Kurbel sich dreht. Diese entsprechen den sonst im Motorenbau üblichen Beanspruchungen.

Unter diesen Verhältnissen läßt sich der Betrieb nur durch überreichliches Ölen aufrechterhalten. Dafür ist der Gnôme-Motor ja bekannt.

Nach den Versuchen des Automobilklubs von Frankreich im Dezember 1909 bedarf er doppelt soviel Öl wie andere Motoren. In der Praxis, wenn die Wartung nicht ganz vorzüglich ist, stellen sich die Verhältnisse noch ungünstiger.

Einer unserer deutschen Flieger gab mir den Verbrauch pro Std. bei dem 50 PS Gnôme-Motor zu rd. 20 kg Benzin und 15 kg Öl an, das wären pro PS-Std. 0,4 kg Benzin und 0,3 kg Öl.

Trotz der reichlichen Ölung zeigen sich im Betriebe bald starke Abnutzungen. Infolge der hohen Pressungen laufen Zylinder und Kolben in kurzer Zeit oval, die Lebensdauer des Gnôme-Motors ist beschränkt.

Es wäre interessant, aus der Praxis zu erfahren, ob bei Kolben und Zylinder O, die mit dem Hauptpleuel arbeiten, die Abnutzung geringer ist, wie man nach den Ermittlungen erwarten sollte.

Die exzentrische Anordnung, so fein sie durchkonstruiert ist, bleibt ein zweifelhaftes Mittel; während dreier Hübe, wie wir an Hand des Diagramm-Beiblattes sehen, ist die stärkere Auslenkung von Nutzen; bei der Hauptbeanspruchung, solange der Explosionsdruck die Zentrifugalkraft niederhält, vergrößert sie selbst die Pressungen. Durch sie kommen auch noch Biegungsbeanspruchungen in die Hauptpleuelstange hinein, die nicht unbedeutend sind. Nach unseren Ermittlungen steigt das aufzunehmende Moment bis 4000 cm/kg.

Die ermittelten Werte treffen sowohl für den 50 PS wie den 100 PS Gnôme-Motor zu, da bei beiden die Abmessungen des Kurbeltriebes und der Kolben vollkommen gleich sind. Für den neuen 70 PS Motor werden sich kaum Abweichungen ergeben. Der Hub und die Betriebszahl bleiben die nämlichen, nur der Zylinderdurchmesser ist von 110 mm auf 130 mm erhöht. Das Kolbengewicht für den Quadrat-zentimeter Kolbenfläche dürfte dasselbe bleiben.

Einige Änderungen werden sich für die neue Anordnung ergeben, bei der das Saugventil aus dem Kolben fortgenommen und in den Zylinderkopf verlegt worden ist. Denn sowohl das Kolbengewicht wie die Lage des Schwerpunktes ändert sich bei dieser Type.

Es braucht jedoch hierauf nicht näher eingegangen zu werden, da diese Ausführung sich der alten bewährten Konstruktion als nicht gleichwertig erwiesen hat.

Die vielfache Kritik, die hier geübt worden ist und geübt werden mußte, legt die Frage nahe: Ist es unter diesen Umständen empfehlenswert, für Flugzwecke einen Umlauf-Motor und besonders einen Gnome-Motor zu verwenden?

Drei gewichtige Nachteile haften dem Gnome-Motor an:

1. kostet er sehr viel, da sauberste Herstellung und Verwendung allerbesten Materialien Grundbedingungen für jeden Umlauf-Motor sind,
2. ist er teuer im Betrieb, da er bis jetzt den Brennstoff noch nicht ganz so gut ausnutzt wie andere Motoren und mehr Öl braucht,
3. verzinst er sich schlecht, da der Verschleiß infolge der hohen Beanspruchungen seine Lebensdauer stark verkürzt.

Und doch ist der Gnome-Motor bei allen Fliegern sehr angesehen. Ich habe keinen über ihn klagen hören. Denn andererseits zeichnen drei hervorragende Vorteile den Gnome-Motor wie fast jeden Umlauf-Motor aus.

Ein Umlauf-Motor kann

1. infolge seiner sternförmigen Anordnung, wobei die Kurbel, das Kurbelgehäuse, die Steuerung usw. auf ein Minimum reduziert werden, immer leichter gebaut werden, als irgendein anderer brauchbarer Motor,
2. vermeidet er ohne jede Gefahr für den Dauerbetrieb die Wasserkühlung, die wiederum Gewicht bedingt, einen großen Luftwiderstand bietet und zu mannigfachen Fehlern und Versagern den Anlaß gibt,
3. treten bei sorgfältigem Bau am Umlauf-Motor keine freien Massenkräfte auf, die das Flugzeuggestell stark beanspruchen und bei anderen Motoren kaum zu vermeiden sind. (Fig. 44.)

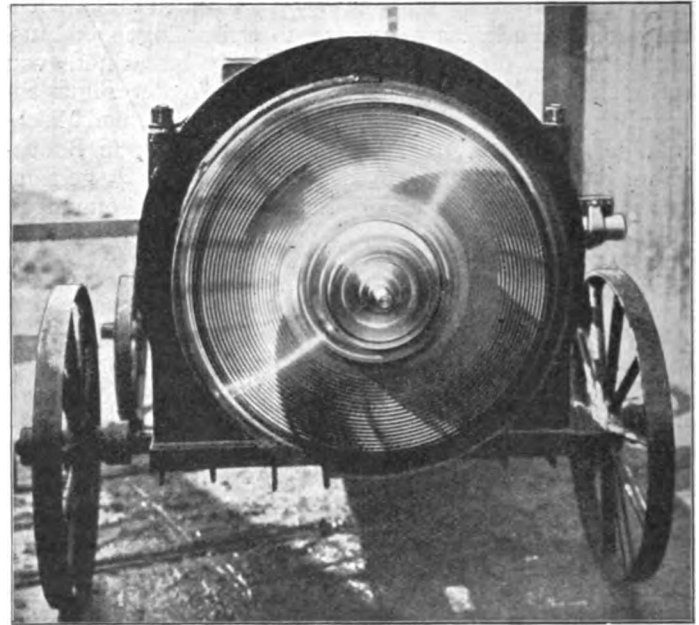


Fig. 44. Der Gnome-Motor auf dem Probierstand. Die scharfen Linien zeigen, daß trotz der nur einseitigen Lagerung der Motor frei von jeder Vibration ist.

Dazu gesellt sich beim Gnome-Motor eine Betriebssicherheit und -bereitschaft, die anderweitig nicht übertroffen wird.

Man baut auch für Automobile Motoren, bei denen ähnlich hohe Beanspruchungen auftreten wie beim Gnome-Motor. Diese Renn-Motoren haben ihren Zweck erfüllt, wenn sie die Rennstrecke durchgehalten haben, dann können sie zum alten Eisen geworfen werden.

In der Flugtechnik herrscht teilweise ein ähnlicher Geist. Bis vor kurzer Zeit kam es nur darauf an, zu fliegen, zu fliegen um jeden Preis. Unter diesem Gesichtspunkt hat sich der Gnome-Motor sehr bewährt. Mit ihm sind die meisten Rekordleistungen im Jahre 1910 aufgestellt worden.

In Zukunft wird die Wirtschaftlichkeit auch in der Flugtechnik eine ausschlaggebende Rolle spielen. Werden dann die Umlaufmotoren wieder verschwinden?

Der Nachteil 1., der hohe Anschaffungspreis, wird wohl immer bestehen bleiben, wenn auch die Preise, die heute für einen Gnome-Motor gefordert werden, nicht mehr lange gezahlt werden dürften. Jedoch die dem Gnome-Motor anhaftenden beiden weiteren Nachteile sind nicht für alle Umlauf-Motoren typisch, sie sind vermeidbar. In den folgenden Aufsätzen soll gezeigt werden, wie die Probleme von anderen Fabriken und Konstrukteuren gelöst sind.

Ihre großen Vorteile werden den Umlauf-Motoren vermutlich nicht nur dazu verhelfen, sich auf dem Markte zu behaupten, vielmehr noch das Gebiet immer weiter zu erobern und neue große Erfolge zu erzielen. Es erscheint nicht zu viel behauptet, wenn man den Umlauf-Motor als den Flugzeugmotor der Zukunft bezeichnet.

Der Hydro-Aeroplan von Henri Fabre und der Zweidecker von L. Paulhan.

Von Regierungsbaumeister Dierfeld und Dr. Quittner.

Die heutigen Flugmaschinen haben den Nachteil, daß sie bei einem Fluge über See im Falle eines Versagens des Motors oder ähnlichen Unfalls, der ein Niedergehen der Flugmaschine nach sich zieht, ohne weiteres dem Versinken ausgesetzt sind; dies beeinträchtigt ihre Brauchbarkeit z. B. für militärische Zwecke, wie Erkundung von Hafenanlagen usw., in hohem Grade, aber auch sonst wäre es sehr wünschenswert, wenn die Flugmaschinen sich auf dem Wasser niederlassen, längere Zeit dort aufhalten und wieder aufsteigen könnten. Dieses Ziel scheint der französische Ingenieur Henri Fabre mit der Konstruktion seines »Hydro-

Aeroplans« erreicht zu haben. Es ist dies ein Flugzeug, das am Untergerüst statt der Räder usw. mit besonders geformten Schwimmern versehen ist, damit es auf dem Wasser schwimmen, sich aus eigener Kraft fortbewegen, von dort auffliegen und sich wieder niederlassen kann. (Fig. 5.)

An einem vertikalen Rahmen R sind hinten die Haupttragfläche A , der Motor mit Luftschraube sowie

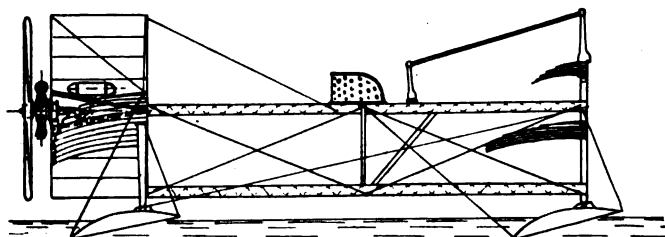


Fig. 1. Hydro-Aeroplan Henri Fabre, Seitenansicht.

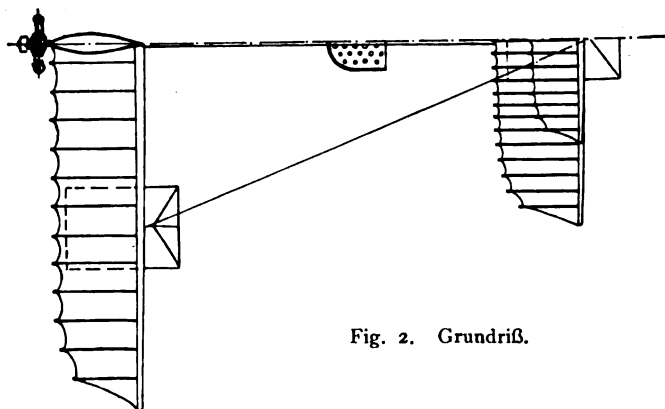


Fig. 2. Grundriß.

die Kielflosse K befestigt, während vorne das Höhensteuer H und die Stabilisierungsfläche Q angeordnet sind. Zur Seitensteuerung wird diese Fläche Q um eine vertikale Achse verdreht; Fabre glaubte zuerst, daß ein besonderes Seitensteuer nicht erforderlich wäre, indem die in dem Tragbalken der Fläche Q enthaltenen flachen Streben bei der Verdrehung wie eine große Steuerfläche wirken sollten, und der im Pariser Salon ausgestellte Apparat war daher auch ganz ohne eigentliches Seitensteuer. Bei den Versuchen hat es sich aber doch gezeigt, daß diese Wirkung der Streben nicht genügte, um scharfe Wendungen auszuführen, und es wurden daher auf die Stabilisierungsfläche Q die vorher entfernten zwei vertikalen Seitensteuerflächen, die sich mit ihr verdrehen, wieder aufgesetzt. In der Mitte des Rahmens R befindet sich der Sitz des Führers, von dem aus durch Hebel h das Höhensteuer betätigt, sowie durch Drahtzüge die Verstellung des Seitensteuers und Verwindung der Tragflächen bewirkt wird.

Die umgekehrte Anordnung des Aeroplans mit vorne angebrachter Stabilisierungsfläche (der Ausdruck »Schwanzflosse« ist hier wohl kaum angebracht), dem Höhensteuer und rückwärts liegender Haupttragfläche, könnte mit Rücksicht auf die Längsstabilität bedenklich erscheinen. Fabre umgeht jedoch diese Schwierigkeit, indem er die vordere Fläche Q bedeutend steiler stellt als die Flügel A . Nach den Untersuchungen von Kapitän Ferber ist es ja seit langem bekannt, daß man immer dann automatische Längsstabilität erreicht, wenn der Angriffswinkel

der vorderen Fläche größer ist als der der hinteren — einerlei, welche von beiden die Hauptfläche ist (oder, wie Ferber sagt, wenn die Flächen ein V miteinander bilden). Der Apparat ruht mittels Stützen Z auf drei Schwimmern S , deren einer sich vorn am Rahmen R unter dem Höhensteuer befindet, während die beiden anderen hinten unter den beiden Haupttragflächen angebracht sind.

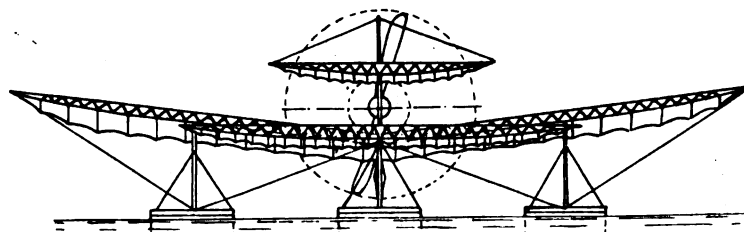


Fig. 3. Vorderansicht.

Durch diese Anordnung der Schwimmer ist die Längs- und Seitenstetigkeit des Apparates auf dem Wasser sehr erhöht; vorteilhaft ist auch, daß die hinteren Schwimmer nicht im Fahrwasser des vorderen laufen. Die Schwimmer haben besondere Form; ihr unterer Boden ist eben und ihre obere Wandung zylindrisch gewölbt. Jeder Schwimmer ist also ein Hydroplan; nach Angabe Fabres hat seine Schwimmerform den Vorteil, noch als Hydroplan zu wirken, wenn der Schwimmer z. B. beim Durchfahren von Wellen vollständig untergetaucht ist; außerdem bilden beim Auffliegen des Apparates die Schwimmböden Tragflächen, deren Luftwiderstand gering ist.

Gewöhnlich haben diese Hydroplane die Unzuverlässigkeit, bei der Fahrt heftige Stöße zu verursachen, sobald der geringste Wellengang ist. Fabre sucht diese Stöße zu absorbieren, indem er die Schwimmerwände aus drei dünnen Holzschichten zusammensetzt, wodurch sie biegsam werden und nach Art eines Trommelfelles wirken. Auch sind die Fachwerkträger F der Tragflächen und des Höhensteuers sowie der Rahmen R elastisch gehalten, so daß eine schädliche Wirkung dieser Stöße nach Möglichkeit ausgeschaltet ist.

Die Schwimmer haben im Ruhezustande des Apparates ungefähr 25 cm Tiefgang, in voller Fahrt etwas mehr. Die Bodenform bzw. die schwach geneigte Stellung der Schwimmer gestattet über Algen und andere Wasserpflanzen hinwegzugleiten, sowie am Strande ohne Gefahr mit voller Geschwindigkeit aufzulaufen. Fabre behauptet sogar, daß sein Apparat auch auf festem Boden landen, und sich von dort

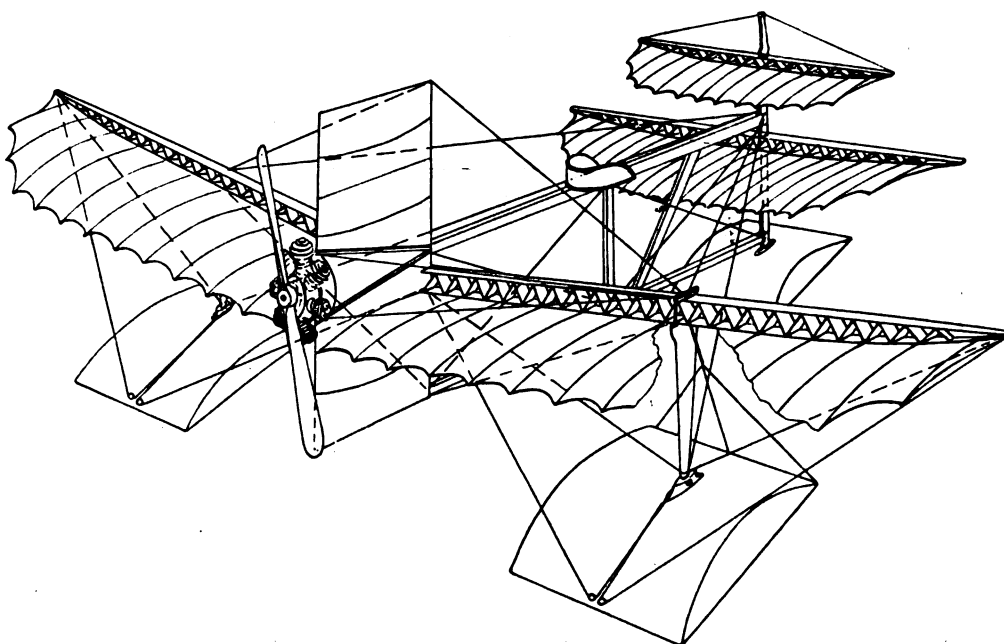


Fig. 4. Perspektivische Ansicht.

selbsttätig erheben könnte, da die Schwimmer solide genug gebaut sind, um im Notfalle als Schlittenkufen zu dienen, ohne Schaden zu nehmen; wie der Erfinder mitteilt, ist er jetzt mit der Konstruktion eines Schwimmers beschäftigt, der das Niederlassen bzw. Aufsteigen auf festem Boden mit derselben Leichtigkeit gestattet wie auf dem Wasser. Um die Widerstandsfähigkeit der Schwimmer gegen Salzwasser festzustellen, ließ man einen Fabreapparat zwei Monate lang ununterbrochen auf dem Meere liegen, ohne daß sich irgendeine Undichtheit usw. zeigte.

Von besonderem Interesse ist die Konstruktion der Tragflächen, deren Stoffbezug nach Art eines Segels gereift werden kann, wenn der Apparat sich einige Zeit im Hafen aufhält; hierdurch wird das Umkippen und Beschädigen des Apparates durch plötzliche Windstöße verhütet. Vorn an jeder Tragfläche (Fig. 1—5) ist ein Holm *F* angeordnet, der nicht nur zur Versteifung derselben sondern auch zur Stützung der Schwimmer und Übertragung des Vortriebes von Motor- bzw. Luftschrauben auf die Schwimmer dient. Zur Konstruktion dieser Längsträger verwendet Fabre ein von ihm erfundenes, leichtes und kräftiges, dabei elastisches Fachwerk, das auch bei den Rahmenträgern *R* und den Ge-

die ganzen Flügel einen hohen Grad von Nachgiebigkeit und Elastizität. Die Bespannung der Flügel ist einfach, doch ist an jeder Rippe eine Tasche angenäht, die die Rippe an der Ober- und Unterfläche umhüllt.

Wie schon oben erwähnt, kann der Stoffbezug der Tragflächen »gereift« werden. Zu diesem Zwecke ist der Stoff an den Stellen, wo er auf den Querrippen aufliegt, unten mit Ösen versehen, welche die Querrippen umfassen. Der vordere Saum des Bezuges ist verstärkt, doppelt umgelegt und mit Ringen versehen, die über hölzerne Stäbe am Längsträger greifen und den Bezug hier festhalten; der hintere Saum ist ebenfalls verstärkt und hat Ösen, die über federnde Haken am hinteren Ende der Querrippen gehängt sind. Öffnet man diese Haken, so schnellt der gespannte Stoff selbsttätig bis zum Längsträger zurück; durch einfaches Anheben des vorderen Saumes läßt sich der Bezug leicht ganz abnehmen zwecks Reinigung oder Ausbesserung. In ähnlicher Weise sind die Stoffbezüge der Steuer- und Stabilisierungsflächen an ihren Gerippen befestigt. Wie Fabre angibt, ist die Lebensdauer des Stoffbezuges bei dieser Befestigung bedeutend größer, auch ist der Bezug immer glatt, ohne Falten.

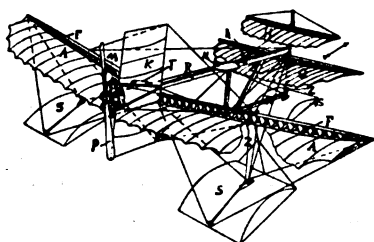


Fig. 5. *R* Rahmen, *A* Tragfläche, *K* Kielflosse, *Q* Stabilisierungsfläche, *H* Höhensteuer, *A* Hebel für Höhensteuer, *S* Schwimmer, *N* Sitz, *M* Motor, *T* Tank.

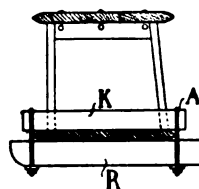


Fig. 6 u. 7. Konstruktion der Fabre'schen Holme (poutre armé und Flügel).

rippen der Steuer- und Stabilisierungsflächen sowie der Schwimmer verwandt wird.

Diese Fabreschen Balken sind ganz aus dünnen, nur wenige Millimeter starken Holzleisten gebildet, wodurch man bei großer Festigkeit ein sehr geringes Gewicht und einen sehr geringen Luftwiderstand erzielt. An jedem Knotenpunkt ist zwischen die beiden dort zusammenstoßenden schiefen Streben *S* ein winkelförmiges Messingblech *B* gelegt und sowohl mit den Streben, als auch mit der Gurtung *G* durch eine Reihe von kupfernen Niete *N* verbunden. (Fig. 6 u. 7.)

Die Festigkeit dieser Balken ist eine sehr bedeutende, wie aus der nachfolgenden kleinen Tabelle erschen werden kann, deren Zahlen zum Teil dem offiziellen Bericht über Versuche im »Conservatoire des Arts et Metiers« entnommen sind.

Type des Balkens	Breite mm	Höhe mm	Gewicht per lfd. m in kg	Bruchlast eines Balkens von 3 m Länge in kg	
				Biegung Last in der Mitte	Knickung
leicht (für Gleitflieger)	80	150	1,200	200	1000
stark (für normale Apparate)	150	150	2,500	500	2300
extra stark	200	200	4,000	1200	3500

An die Längsträger *F* der Tragflächen schließen sich die Querrippen *R* (Fig. 1—5) an, welche aus zusammengeleimten dünnen Holzleisten gebildet sind. Die Art der Befestigung der Rippen an den Balken ist in Fig. 6 u. 7 ersichtlich. Zwischen die beiden schrägen Streben des Balkens ist ein dreieckiger Holzkeil *K* gelegt, mit dem die Rippen *R* unmittelbar vor und hinter dem Balken durch Drahtbügel *A* verspannt sind. Auf diese Weise läßt sich eine gebrochene oder schadhaft gewordene Rippe leicht abnehmen und ersetzen. Nach rückwärts verjüngen sich die Rippen immer mehr; durch diese Gestalt und durch das für ihren Bau benutzte Fichtenholz erhalten die Rippen und mit ihnen auch

Entsprechend den drei Balkentypen werden auch die Flügel von Fabre in drei verschiedenen Stärken hergestellt.

Type der Flügel	Maximale Länge der Rippen in m	Gewicht pro qm in kg	Zulässige Belastung in kg/qm	Maximale Entfernung der Stiele in m
1. Leicht (für Gleitflieger und Steuerflächen) . .	1,00	3	15	3
2. Stark (für Hydro-Aero- plane Fabre u. Biplan Paulhan)	1,50	4	30	4
3. Extra stark	2,50	6	40	5

Mit den Längsträgern *F* bzw. dem Rahmen *R* sind die Stützen *Z* (Fig. 5) fest verbunden, an deren untere Enden sich die Schwimmer *S* gelenkig anschließen. Durch Drahtzüge, die über Rollen am unteren Ende der Stützen *Z* geführt sind, kann die Neigung der Tragflächen verändert oder auch eine Verwindung derselben herbeigeführt werden.

Das Gewicht des Apparates mit Flieger beträgt ungefähr 450 kg; der Gnomemotor leistet 50 PS und betätigt direkt die zweiflügelige Holzschraube. Bei Probefahrten im März 1910 erreichte der Apparat auf dem Wasser (als Hydroplan) eine Geschwindigkeit von 55 km/Std; er erhob sich leicht 2 m über die Wellen und ließ sich nach Flügen von 400—500 m sanft auf den Wasserspiegel nieder.

Am 14. Mai 1910 versuchte Fabre in Gegenwart des Fliegers Paulhan, des Konstrukteurs des Gnomemotors M. Séguin und anderer Ingenieure nochmals seinen Apparat, stieg leicht bis auf 20 m Höhe empor, durchflog mit beträchtlicher Geschwindigkeit 5—6 km, flog aber in zu steilem Winkelwinde herunter, so daß er mit sehr großer Geschwindigkeit (nach Paulhans Beobachtung 100 km/Std.) auf die Wasseroberfläche auftraf, wobei ein Schwimmer und ein Flügelende zerbrach. Abgesehen von diesem Unfall hatte der Versuch jedoch ein befriedigendes Ergebnis, und man kann weiteren Berichten mit Interesse entgegensehen.



Fig. 7.

Fahrgestell des Zweideckers von Paulhan. Beachtenswert ist die geklebte Befestigung der Stiele mittels Lederstreifen.

unumgänglich Notwendige reduziert. Bei der großen Festigkeit, die den Fabreschen Flügeln innewohnt, war dies verhältnismäßig leicht möglich, und so konnte die Zahl der Stiele auf 6 heruntersetzt werden. Was die Verspannungen betrifft, so sind dieselben der größeren Sicherheit wegen sämtlich aus Stahlkabeln hergestellt. Zur Nachspannung sind nicht die gebräuchlichen Spannschlösser benutzt, sondern die Kabelenden sind mit Ösen versehen, die durch eine mehrfach durchgezogene Schnur miteinander verbunden werden. (In Fig. 6 ist eine solche Verbindung unmittelbar vor der Radachse sichtbar.) Die Gesamtzahl aller Spannkabeln beträgt 28.

Jeder der Flügel besteht aus drei Teilen: einem mittleren, der fest mit dem Fahrgestell verbunden ist, und an den sich rechts und links die abnehmbaren eigentlichen Flügel anschließen. Der Mittelteil wird an seinem rechten und linken Ende von je einem vertikalen Stiel gehalten. Die Seitenteile besitzen zwei Stiele, einen unmittelbar an dem Ende, wo sie sich an den Mittelteil anschließen, den anderen ungefähr in ihrer halben Breite. Zwischen den unmittelbar nebeneinander befindlichen Stielen des Mittelteiles und der Seitenteile sind Zwischenlagen aus Leder angebracht (Fig. 6). Die Flügel selbst sind in ganz gleicher Weise gebaut wie beim Fabreschen Hydro-Aeroplane, also elastisch und mit einreißbarer Bespannung.

Der Länge nach wird der Apparat durch zwei mit Stoff überzogene Fabresche Balken gehalten, die vorn das Höhensteuer, hinten eine 4 qm große Schwanzfläche tragen, deren Anstellwinkel verändert werden kann. Unmittelbar vor der Schwanzfläche liegt das Seitensteuer. Alle diese Flächen sind

in gleicher Weise konstruiert wie die Flügel, nur natürlich entsprechend schwächer. Das Fahrgestell besteht aus zwei vorn bis unter das Höhensteuer verlängerten starken Holzkufen von dreieckigem Querschnitt, deren jede mit einem Räderpaar verbunden ist. Die Verbindung der Räder und Kufen ist eine Modifikation der bekannten Anordnung von H. Farman, indem die dort vorhandene Gabel aus Stahlrohr durch zwei Kabel, die beiden Federn, die das Räderpaar in der Mittellage halten sollen, durch Gummischnüre ersetzt sind (Fig. 7). Das Flugzeug ruht auf den Kufen vermittelt zweier starker Stiele (Fig. 7), die mit ihren unteren Enden die Kufen gabelartig umfassen, jedoch in keiner Weise mit ihnen verbunden sind, so daß sie sich frei verschieben könnten, wenn sie nicht durch die Kabelverspannungen gehalten würden. Am oberen Ende stützen sich auf diese Stiele diejenigen des Flügelmittelteiles, aber nicht unmittelbar, sondern unter Vermittlung von zwischengelegten S-förmig gebogenen Ledergurten. Diese Art der Konstruktion verleiht dem Apparat einen hohen Grad von Elastizität und Nachgiebigkeit bei plötzlichen Stößen, wodurch die Gefahr von Brüchen vermindert wird. Auch sonst werden bei dem Apparat Ledergurte in der Art der eben erwähnten vielfach verwendet; insbesondere sind alle Steuer anstatt durch Scharniere durch derartige Gurte mit den sie tragenden Konstruktionsteilen verbunden.



Fig. 9. Paulhan-Zweidecker, Rückansicht.

Zur Aufnahme des Motors der Flieger- und der Steuereinrichtungen dient eine runde vorn und rückwärts spitz zulaufende »Gondel«, die außen mit Aluminiumblech überzogen ist (in Fig. 8 und 9 sichtbar). Die Gondel ist nicht fest mit dem Gestell des Apparates verbunden, sondern an Stahlkabeln aufgehängt, und durch weitere nach unten abgehende Stahlkabel verspannt. Durch diese Anordnung soll die Montage des Apparates erleichtert und das Gestell wie die Flügel gegen die Stöße des Motors geschützt werden.

Zur Bedienung sämtlicher Steuer ist ein einziger Hebel mit Handrad vorhanden; durch Vorwärts- und Rückwärtsschwingen desselben wird das Höhensteuer, durch seitliches Neigen die Seitenstabilität (Verwindung) und durch Drehen des Handrades das Seitensteuer betätigt. Was die Verwindung betrifft, so erfolgt dieselbe nicht in der gewöhnlichen Art, sondern in der Weise, daß ein Ende des unteren Flügels nach vorn, das andere nach hinten gezogen wird. Die Wirkungsweise dieser Methode scheint nicht recht verständlich.

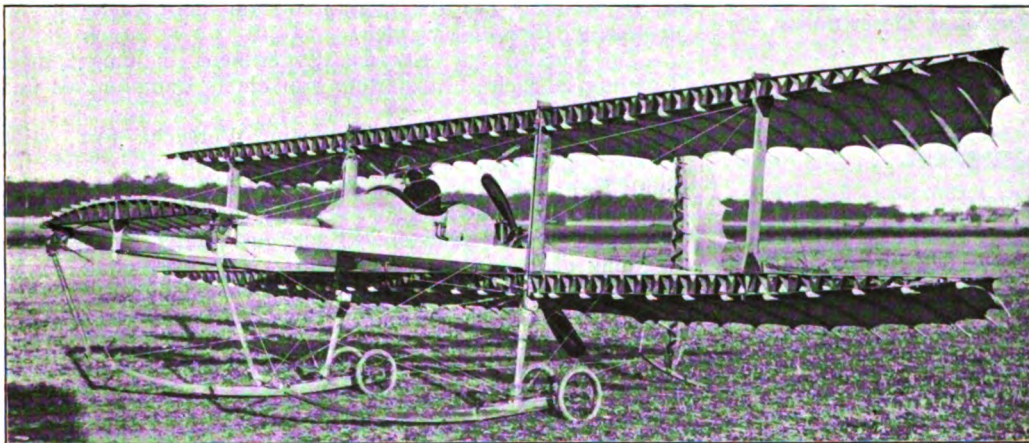


Fig. 8. Paulhan-Zweidecker, Vorderansicht.

Zum Antrieb des Apparates dient ein 50pferdiger Gnome-Motor, der am rückwärtigen Ende der Gondel angebracht ist. Er treibt in direkter Kupplung eine zweiflüglige »Normal«-Schraube von Ratmanoff.

Die Hauptdimensionen der beiden beschriebenen Apparate sind folgende:

	Hydro-Aeroplan (Fabre)	Biplan (Paulhan)
Spannweite in m	14,00	12,20
Länge über alles » m	8,50	10,00
Tragfläche ohne Höhensteuer » qm	16,80	30,00
Gewicht ohne Flieger . . » kg	380	330
Motor	50 HP Gnome (Siebenzylinder).	

Unmittelbar nach dem Schlusse des Pariser Salons wurden die Flugversuche mit dem Zweidecker von Paulhan begonnen, und schon nach wenigen Tagen vollführte Caillé auf diesem Zweidecker einen Flug von 1½ Stunden.

Im Anschluß an die Flächenkonstruktion von Fabre sei auf die neue Konstruktion von Professor Reißner hingewiesen. Auch die Tragfläche von Reißner bildet im Schnitt einen Gitterträger, jedoch wird als Material nur Stahl und Aluminium verwendet.

Der Zweck der Flächenkonstruktion ist Verminderung der Zahl von Spanndrähten auf ein Minimum, Unabhängigkeit vom Wetter, seitliche Führung in der Luft und dadurch Vermeidung aller Vertikalflächen und die Möglichkeit, eine

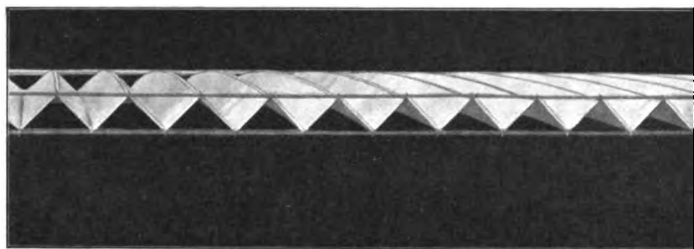


Fig. 10. Tragflächen-Konstruktion von Prof. Reißner.

für militärische Zwecke wenig sichtbare Tragfläche aus durchsichtigem Material herzustellen. Das Gewicht einer solchen Tragfläche, die sich selbst auf 4,5 m nach beiden Seiten frei trägt, bei 10 kg/qm Flächenbelastung, ist nur 2 kg, kann aber bei derselben Sicherheit noch weiter heruntergedrückt werden. Die Flächenbauart eignet sich sowohl für Ein- als auch für Mehrdecker. Bei größeren Spannweiten als 9 m bei Eindeckern kommt man ebenfalls mit weniger als 2 kg/qm Flächengewicht bei sehr reichlicher Bruchsicherheit aus, wenn man auf jeder Seite ein paar Spanndrähte oder Kabel verwendet. Die abgebildete Fläche ist aus 3/10 mm Aluminiumblech ohne Nietung und ohne Lötung so hergestellt, daß jedes Feld ohne weiteres ausgewechselt werden und Tragflächen von beliebiger Spannweite in kurzer Zeit zusammengesetzt werden können. Bemerkenswert ist ferner, daß gewölbte Tragflächen aus ebenen Aluminiumblechen oder Flächen aus Vulfanfiber oder durchsichtigen Lillisolien ohne Pressung allein durch den richtigen Zuschnitt dieser Folien hergestellt werden.

Militär-Flugwesen.

1. Deutschland:

Leutnant Mackenthun unternahm am 2. Januar 1911 mit Leutnant Foerster als Passagier auf einem Aviatik-Zweidecker einen Flug von Doeberitz nach Magdeburg. Zur Zurücklegung der 120 km langen Strecke wurden 2 Stunden 10 Minuten gebraucht, also eine Stundengeschwindigkeit von durchschnittlich 60 km erreicht.

Der Rückflug, der auf dem gleichen Wege ausgeführt werden sollte, mußte des ungünstigen Wetters wegen unterbleiben. Der Apparat wurde daher in demontiertem Zustande nach Doeberitz überführt.

Das sächsische Kriegsministerium läßt 6 Offiziere auf Grade-Eindecker ausbilden.

2. Österreich:

Die Zahl der militärischen Flugmaschinenkonstruktoren mehrt sich. Nach den Angaben des Hauptmann v. Stephaits wird in den Werken von Jakob Lohner & Co. in Wien ein Eindecker »Bussard« konstruiert.

Der S-Eindecker von Rittmeister Schmidl vom Dragonerregiment 15, der mehrere bemerkenswerte Verbesserungen und Neukonstruktionen enthält, hat die ersten Proben sehr gut bestanden, sein Konstrukteur wurde der Militär-Aeronautischen Anstalt zugeteilt.

In Ungarn hat Leutnant Lanzendorf einen Eindecker gebaut, mit dem er auf dem Exerzierplatz von Nagyvarad (Großwardein) mehrere gut gelungene Flüge ausführte.

Oberleutnant a. D. Bier, der sich bereits als aktiver Offizier erfolgreich der Flugtechnik widmete, steuert zurzeit auf dem Budapest Flugplatz einen Blériot-Eindecker, in den die in letzter Zeit vielfach genannte automatische Stabilisierungseinrichtung von Professor Donat Bauki eingebaut ist.

Der bisherige Chef der Verkehrstruppenbrigade, der auch die militärischen Luftschifftruppen unterstellt sind, Generalmajor Schleyer, ist zum Kommandeur einer Infanterietruppendivision ernannt; als sein Nachfolger ist Oberst Kutschera, der bisherige Chef des Direktionsbureaus im Generalstabe, bestimmt.

3. Frankreich:

Auf Veranlassung von General Rocques macht Leutnant Acquaviva auf seinem Blériot-Apparat Versuche mit Funkentelegraphie.

In der Nähe des Truppenübungsplatzes von Pontarlier, an der Schweizer Grenze, ist die Einrichtung eines Militärflugfeldes geplant. Scheinbar handelt es sich um das schon lange in gebirgiger Gegend projektierte Militärflugfeld.

Eine vom Kriegsministerium delegierte Offizierskommission besichtigte kürzlich einen neuen eigenartigen Flugapparat mit drehbaren Flügeln nach dem System Lefebure. Die Resultate sollen günstiger gewesen sein als die bisher mit Schwingenfliegern erreichten.

Sportliche Nachrichten.

Einen gelungenen Überseeflug führte der Amerikaner Ely am 19. Januar mit seinem Curtiß-Zweidecker aus. Er flog bei nebligem Wetter vom Lande nach dem vor San Franzisko verankerten Kreuzer »Pennsylvania«, auf dessen Heck er glatt landete, nachdem ihm der Weg durch den Nebel durch Sirensignale angezeigt wurde.

Ely flog ganz dicht über dem Wasser hin, näherte sich dem Bug des Schiffes, flog einige hundert Meter darüber hinaus, kehrte wieder zurück, erhob sich leicht und landete glatt auf der Plattform, die am Heck des Schiffes errichtet worden war. Bald darauf flog er zurück und erreichte sicher und glatt seinen Ausgangspunkt. Die zurückgelegte Strecke beträgt etwa 20 Kilometer für jeden Weg. Der Hinweg wurde in 16 Minuten absolviert, während für den Rückweg nur 15 Minuten benötigt wurden.

Im Vorjahr hat Ely das Experiment in umgekehrter Richtung gemacht. Er startete von einem Dampfer aus und flog ans Land.

Am 21. Januar setzte er seine Versuche fort, stieg abends auf dem Flugfelde Selfidge auf und flog bei Dunkelheit aufs Meer, um auf dem 20 km von der Küste entfernt liegenden Kreuzer »Pennsylvania« zu landen und gleich wieder aufzusteigen. Nach 24 Minuten erfolgte die Landung glatt an dem Aufstiegsort.

Der Farmanflieger Weymann machte am 23. Jan. einen Flug vom Flugfelde von Bouy im Lager von Châlons bis nach Béthény und nahm dabei drei Passagiere an Bord mit sich. Er legte die Strecke in 27 Minuten zurück und landete ohne jeden Zwischenfall.

Es ist dies das erstmalig, daß ein Überlandflug mit einer so großen Anzahl von Passagieren ausgeführt wurde.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. S. FINSTERWALDER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small>	DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE <small>PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR. N. JOUKOWSKY <small>PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT F. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU</small>	DR.-ING. VON PARSEVAL	DR.-ING. H. REISSNER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN</small>
C. RUNGE <small>PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small>		A. WAGENER <small>PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG</small>	

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

11. Februar 1911.

Heft 3.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge. Von A. Wagener in Danzig. (Fortsetzung aus Heft 2.) S. 29.
Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers. Von Mich. Gabriel, Oberingenieur. (Mit Tafel II.) (Fortsetzung aus Heft 24.) S. 36.

Militärflugwesen. S. 36.
Sportliche Nachrichten. S. 38.
Patentschau. S. 38.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge.

Von A. Wagener in Danzig.
(Fortsetzung aus Heft 2.)

Setzt man vollkommene Gleichförmigkeit des Gemisches voraus, so darf aus wirtschaftlichen Gründen nur so viel Mischluft eingeführt werden, daß in dem betrachteten Augenblick — die steuernde Kolbenkante steht bei O_n — sich höchstens $V_m = V_n$ ergibt. Denn wäre eine größere Mischluftmenge eingeführt worden, so hätte ein Teil des Gemisches durch die Auslaßöffnungen entweichen und verloren gehen müssen. In Wirklichkeit geht aber auch $V_m = V_n$ über das wirtschaftlich zulässige Maß zu weit hinaus. Die vorher hinsichtlich des Stromgefüges und der Schichtung gemachten Voraussetzungen waren teilweise viel zu günstig. Einmal bestehen nämlich zwischen den Stromfäden ganz gewiß beträchtliche Geschwindigkeitsunterschiede, so daß von ebenen Berührungsflächen zwischen den Rückständen und der Spülluft sowie zwischen dieser und der Mischluft keine Rede sein kann, und andererseits ist auch an diesen Grenzflächen eine Vermischung der einzelnen Schichten gar nicht zu vermeiden. Daher muß die Beziehung $V_m < V_n$ gefordert werden, und wenn das Verhältnis dieser beiden Volumen durch ξ_j bezeichnet wird, so ergibt sich

$$\frac{V_m}{V_n} = \frac{l_m}{l_n} = \xi_j \quad \dots \quad (1);$$

es heiße ξ_j der Füllungsgrad.

Wären die Rückstände nicht so hoch temperiert, daß sie ein unmittelbar mit ihnen zusammentreffendes Gemisch zu entzünden vermöchten, so könnte man wohl daran

denken, sie nur mit dessen Hilfe oder, was in unserem Fall dasselbe bedeutet, nur mit Hilfe der Mischluft zu verdrängen. Tatsächlich muß aber zwischen Rückstände und Gemisch eine bestimmte Menge reiner Luft eingeschoben werden, und zwar wenigstens so viel, wie nötig ist, um während des Ladens eine Entzündung des Gemisches und stark verfrühte, verlustbringende Verbrennung, die im folgenden kurz als Einlaßverbrennung bezeichnet ist, unbedingt zu vermeiden. Die hiernach vorzuschreibende Mindestmenge an Spülluft, deren Volumen $V_s = V_n - V_m$, läßt sich unter bestimmten Betriebsverhältnissen durch den Versuch ermitteln. Bezeichnet man als Volumenverhältnis τ der Gesamtluft das Verhältnis, in dem deren Volumenanteile zueinander stehen, so erhält man

$$\frac{V_s}{V_m} = \frac{l_s}{l_n} = \tau \quad \dots \quad (2),$$

und daraus folgt nach Gleichung 1

$$V_s = V_m(\tau + 1) = \xi_j(\tau + 1) V_n \quad \dots \quad (3),$$

wonach für eine gegebene Maschine, also einen gegebenen Wert von V_n , die Volumenwerte berechnet werden können, sobald die zulässigen Grenzwerte von ξ_j und τ versuchsweise festgestellt sind. Die dazu erforderlichen Messungen gehören nicht gerade zu den einfachsten Arbeiten auf dem Gebiet des maschinentechnischen Untersuchungs wesens und müssen gewöhnlich der Nachprüfung wegen einigemal wiederholt werden, sie sind aber immer noch zu bewältigen und ließen sich mehrfach bei großen Zweitakt-Gasmaschinen selbst ohne allzu reichlichen Aufwand an Mitteln in praktisch brauchbarer Form durchführen. Inwieweit die so erhaltenen Werte auf die viel kleineren

und unter wesentlich anderen Betriebsverhältnissen arbeitenden Fahrzeugmaschinen übertragen werden dürfen, das wird sich erst nach den an diesen selbst zu gewinnenden Erfahrungen zutreffend beurteilen lassen, doch darf wohl auch jetzt schon so viel gesagt werden, daß sie wenigstens als Anhaltspunkte bei ersten Ausführungen verwendbar sind; man legt sie etwa der Berechnung zugrunde und sieht bei der Ausgestaltung des Entwurfes einen gewissen Spielraum vor, innerhalb dessen später während der Erprobung der Maschine die Verhältnisse geändert werden können. Davon wird nachher noch die Rede sein.

Werden die Zustandsänderungen der Luft näherungsweise als umkehrbar angesehen, so ist in dem betrachteten Augenblick der den nutzbaren Zylinderraum V_n erfüllenden Ladung eine Temperatur T_A als Anfangstemperatur der Verdichtung zuzuordnen, und falls deren Wert bekannt ist, ergibt sich das Gewicht \mathcal{Q}_n [kg*] der den Raum V_n erfüllenden Luftmenge aus

$$\mathcal{Q}_n = 10\,000 \frac{V_n p_A}{R T_A} \quad \dots \quad (4),$$

worin p_A [at] den mit Hilfe des Indikators bestimmbaren absoluten Druck und $R = 29,27$ die Gaskonstante der Luft bedeutet. Es ist nun offenbar möglich, die Düse D_1 so zu steuern, daß zwar die Bedingung $V_m < V_n$ in wirtschaftlich befriedigendem Maße erfüllt, aber andererseits eine Brennstoffmenge eingeführt wird, deren vorteilhafte Verbrennung ein größeres als das dem Volumen V_m entsprechende Luftgewicht erfordert. Denn offenbar geht diejenige Luftmenge, die im betrachteten Augenblick etwa noch neben dem Gemisch vorhanden ist, während der Verdichtung zum Teil oder ganz in dieses ein. Ob hierbei in der bis zum Augenblick der Entzündung verfließenden kurzen Zeit eine so innige Vermengung eintreten wird, wie es zur Bildung eines gleichförmigen Gemisches erforderlich sein würde, bleibt allerdings sehr ungewiß, doch geht aus zahlreichen Untersuchungen hervor, daß eine vollkommene Gleichförmigkeit der Zusammensetzung nicht verlangt zu werden braucht. Das Mischungsverhältnis kann im Raum veränderlich sein; eine wirtschaftlich gute Verbrennung ist aller Wahrscheinlichkeit nach schon dann zur Genüge sichergestellt, wenn nur auf jeden beliebigen sehr kleinen Volumenanteil ΔV eine Gemischmenge entfällt, die für sich entflammbar ist, ohne Brennstoff im Überschuß zu enthalten. Und das schließt ja gewisse immerhin nennenswerte Unterschiede in der Zusammensetzung dieser einzelnen kleinen Gemischmengen nicht aus.

Für die nun folgenden Auseinandersetzungen werden mehrere Formelgrößen¹⁾ gebraucht, von denen die wichtigsten der besseren Übersicht halber hierunter zusammengestellt sind.

Es bedeute

L_h	die indizierte Leistung des Kraftzylinders,	} in [PS]
L_p	den indizierten Leistungsbedarf der Ladepumpe,	
$L_i = L_h - L_p$	die indizierte Leistung der Maschine,	
L_r	die zur Überwindung der Eigenwiderstände der Maschine aufzuwendende Leistung,	
L_s	die Nutzleistung der Maschine,	} in [kg*]
L_w	einen bestimmten Wert von L_s , nämlich die im Dauerbetrieb beim wirtschaftlich günstigsten Mischungsverhältnis erreichbare höchste Nutzleistung,	
L_{max}	die schlechthin erreichbare höchste Nutzleistung,	
\mathcal{B}_A	die Brennstoffmenge für ein Arbeitsspiel auf einer Kolbenseite,	
\mathcal{Q}	die mit \mathcal{B}_A das Gemisch bildende Luftmenge,	

¹⁾ Vgl. dazu die Formelgrößen in Kap. IV von Moedebeeks Taschenbuch für Flugtechniker und Luftschiffer, 3. Auflage.

$x = \frac{\mathcal{Q}}{\mathcal{B}_A}$ das Mischungsverhältnis,

x_i das theoretische Mischungsverhältnis, wie es zur vollkommenen Verbrennung erforderlich und hinreichend ist,

x_w das wirtschaftlich günstigste Mischungsverhältnis — bei Luftüberschuß,

γ_b das spezifische Gewicht des Brennstoffs in [kg* m⁻³]

H_u den unteren Heizwert des Brennstoffs in $\left[\frac{\text{Kal}}{\text{kg*}} \right]$,

\mathcal{B}_r die relativ zur geleisteten Arbeit verbrauchte Brennstoffmenge in $\left[\frac{\text{kg*}}{\text{StPS}_e} \right]$,

$Q_r = H_u \mathcal{B}_r$ die bei der Verbrennung von \mathcal{B}_r freiwerdende Wärmemenge auf den unteren Heizwert

bezogen in $\left[\frac{\text{Kal.}}{\text{StPS}_e} \right]$,

$\eta_m = \frac{L_s}{L_i}$ den mechanischen Wirkungsgrad,

$\eta_w = \frac{632}{Q_r}$ den wirtschaftlichen Wirkungsgrad.

Vor allem dürfte empfehlenswert sein, sich einiger Beziehungen zu erinnern, die des Zusammenhanges halber kurz erwähnt seien; dabei sind hier wie im folgenden, soweit nicht anderes ausdrücklich gesagt ist, homogene Gemische vorausgesetzt. Die zur vollkommenen Verbrennung einer gegebenen Brennstoffmenge \mathcal{B}_A theoretisch erforderliche Mindestmenge an Luft sei \mathcal{Q}_A [kg*],

so stellt $x_i = \frac{\mathcal{Q}_A}{\mathcal{B}_A}$ einen Wert des Mischungsverhältnisses x

dar, der nur von der Zusammensetzung des Brennstoffes abhängt; x_i bedeutet einen Grenzwert von x , bei dem jedenfalls aller im Gemisch enthaltene Brennstoff verbrennt. Vermindert man von hier an bei $\mathcal{Q} = \text{konst}$ stufenweise die Brennstoffmenge, so daß man für $x > x_i$ eine Reihe zunehmender Werte erhält, so ergibt sich schließlich ein Grenzwert x_{max} , nach dessen Überschreitung das Gemisch nicht mehr entflammbar ist. Auch bei diesen größeren Werten von x bis zu x_{max} läßt sich das Gemisch vollständig verbrennen, aber die Verbrennung beansprucht allgemein unter sonst gleichen Umständen eine desto längere Zeit, je näher x bei x_{max} liegt. In ähnlicher Weise kann man durch Vermehrung der Brennstoffmenge von x_i an immer kleinere Werte von x bilden und gelangt dabei zu einem anderen Grenzwert x_{min} , nach dessen Unterschreitung das Gemisch wiederum nicht mehr zu entzünden ist. Es gibt also einen von x_{min} nach x_{max} gehenden Bereich für die Entflammbarkeit, der aber je nach dem Zustande des Gemisches verschieden groß sein kann und dessen Grenzen beispielsweise durch die der Entzündung vorangehende Verdichtung auseinandergerückt werden. Die unterhalb x_i liegende Strecke dieses Bereiches kommt mit Rücksicht auf die Wirtschaftlichkeit nicht in Betracht, da hier auf jeden Fall ein Teil des im Gemisch enthaltenen Brennstoffes unverbrannt bleibt. Den Verlauf der erwähnten Änderungen veranschaulicht ein Diagramm Fig. 6, in dem unter der Voraussetzung $\mathcal{Q} = \text{konst}$ die Brennstoffmenge \mathcal{B}_A durch Kurve $ABCD$ als Funktion von x dargestellt ist. Bei allen Werten $x < x_i$ könnte höchstens die Brennstoffmenge \mathcal{B}_i , durch die Gerade $BE \parallel X$ -Achse dargestellt, zur Verbrennung gelangen, so daß selbst in diesem günstigsten Falle bestimmte Brennstoffmengen verloren gehen würden; sie sind durch die zwischen BE und BA liegenden Ordinatenstücke maßstäblich dargestellt. Es kommt aber noch der nachteilige Umstand hinzu, daß auch hier die

gewicht bedeutet. Dann folgt nach den Gleichungen 1 und 6

$$\xi_f = \frac{V_m}{V_n} = \frac{Q_m}{Q_n} = \frac{x_t}{x_w} \quad (7),$$

so daß auf Grund der bisher besprochenen Annahmen für L_w ein bestimmter Wert von ξ_f , nämlich $\xi_f = 0,75$, angesetzt werden kann.

Aus verschiedenen Untersuchungen, die vom Verfasser vor mehreren Jahren an großen Zweitakt-Gasmaschinen angestellt wurden, ging mit ziemlich guter Übereinstimmung der Einzelergebnisse hervor, daß bei L_w im Beharrungszustande der Wert von T_A zwischen etwa 370° und 400° zu schwanken pflegte und der Überdruck im Zylinder zu Anfang der Verdichtung durchschnittlich etwa $p_u = 0,05$ bis $0,1$ [at] betrug. Hinsichtlich der Bewertung dieser Zahlen für die Übertragung auf viel kleinere Maschinen gilt dasselbe, was vorher über Erfahrungswerte von ξ_f und τ ausgesagt wurde. Wahrscheinlich wird sich bei den geringen Zylinderabmessungen auch unter sonst annehmbaren Verhältnissen eine relativ größere Wirksamkeit der Kühlung erzielen lassen, so daß im allgemeinen vielleicht etwas niedrigere Werte von T_A als die vorher genannten zu erwarten sein werden und $T_A = 370$ in Betracht kommen mag. Was den Druck betrifft, so wird man wohl kaum beträchtliche Fehler zu befürchten brauchen, wenn man $p_A = p_a + 0,1$ setzt; darin bedeutet p_a [at] den Druck der atmosphärischen Luft, für den man zweckmäßig nach später noch zu besprechenden Erwägungen einen Durchschnittswert annehmen wird. Ehe zuverlässige Erfahrungswerte zur Verfügung stehen, kommt man um derartige Schätzungen nicht herum und muß sich mit ihrer Unsicherheit abzufinden suchen. Sobald man sich hinsichtlich der Größen T_A und p_A dieserhalb entschieden hat, ist in folgender Gleichung für das spezifische Volumen

$$v_A = 0,0001 R \frac{T_A}{p_A} \quad (8)$$

der Wert von v_A bestimmt, und es kann nach Gleichung 4 auch V_n berechnet werden, nämlich

$$V_n = v_A Q_n \quad (9).$$

Außerdem bestehen noch folgende Beziehungen. Wenn bei einer Nutzleistung L_s in einer Stunde die Brennstoffmenge \mathfrak{B}_t verbraucht wird, so ergibt sich

$$\frac{\mathfrak{B}_t}{L_s} = \mathfrak{B}_r \quad (10),$$

$$\mathfrak{B}_t = 60 n \mathfrak{B}_A \quad (11),$$

$$\mathfrak{B}_A = \frac{\mathfrak{B}_r L_s}{60 n} \quad (12),$$

worin \mathfrak{B}_r und L_s — s. Fig. 7 — zusammengehörige Werte vorstellen. Daraus folgt aber nach den Gleichungen 5 und 9

$$Q_n = \frac{x_w \mathfrak{B}_r L_s}{60 n} \quad (13)$$

und

$$V_n = \frac{v_A x_w \mathfrak{B}_r L_s}{60 n} \quad (14).$$

Die erreichbaren Mindestwerte von $Q_r = \mathfrak{B}_r H_u$, daher auch die von \mathfrak{B}_r , sind für die im Fahrzeugbetrieb verwendeten Viertaktmaschinen ziemlich zuverlässig bekannt, und es ist vorderhand nicht einzusehen, warum die Zweitaktmaschine schlechter abschneiden solle. Setzt man gar Q_r etwas höher an, z. B. $Q_r = 2600$, um danach für einen gegebenen Brennstoff den zu L_w gehörigen

Wert von \mathfrak{B}_r zu berechnen, so geht man damit aller Voraussicht nach reichlich sicher. Man wird also auf diesem Wege mit solcher Annäherung, wie sie bei ersten Entwürfen und Ausführungen billigerweise erwartet werden darf, dahin gelangen, nach einer geforderten Nutzleistung L_w den Zylinderraum V_n vorauszubestimmen, allerdings auf Grund einer ganzen Reihe von Annahmen, die zum großen Teil noch betreffs ihrer Berechtigung zu prüfen sind. Darauf soll später eingegangen werden; hier sei als besonders beachtenswert die eine Voraussetzung hervorgehoben, daß während des Spülens und Ladens eine vollständige Entfernung der Rückstände bewirkt werde.

Man kann sich zur Bedingung machen, diese Voraussetzung wenigstens sehr angenähert zu erfüllen, und es fragt sich, wie dann die Spülluftmenge und daher die Gesamtluftmenge zu bemessen ist und was sonst für eine vorteilhafte Durchführung des Spülens und Ladens wesentlich in Betracht kommt.

Bei mehreren der vorher erwähnten Zweitakt-Gasmaschinen konnte mit Hilfe einer an der Ladepumpe vorgesehenen regelbaren Rücklaufleitung die Spülluftmenge innerhalb ziemlich weiter Grenzen verändert werden. Ließ man absichtlich so wenig Luft einströmen, daß Einlaßverbrennungen aufzutreten begannen, so konnte man diese, indem man die Luftmenge allmählich vergrößerte, wieder zum Verschwinden bringen und auf diese Weise ziemlich gut die Stellung des Rücklaufschiebers ausfindig machen, bei der gerade noch ein störungsfreier Dauerbetrieb erreicht wurde. Aus den auf den Sammelräumen für Luft und Gas indizierten Kurbelwegdiagrammen und dem bekannten Inhalt dieser Räume sowie den an verschiedenen Stellen gemessenen Temperaturen ließen sich annähernd die Luftmengen Q_s und Q_r ermitteln; so ergaben sich für das Volumenverhältnis τ verschiedene, meist nicht sehr voneinander abweichende Werte, wonach bei etwa L_w durchschnittlich $\tau = 0,5$ bis $0,6$ gesetzt werden konnte. Ferner war aus bestimmten Anzeichen zu schließen, daß bei diesen Werten von τ , die also der für einen störungsfreien Gang der Maschine zu erhebenden Forderung gerade genügen mochten, schon eine sehr gründliche Ausspülung erreicht wurde und höchstens nur noch geringe Spuren von Rückständen in der Ladung vorhanden sein konnten. Eine ausführliche Begründung dieser zuletzt erwähnten Folgerung würde hier zu weit führen und dürfte auch entbehrlich sein; überhaupt sollen diese und andere Versuchsergebnisse nur beispielsweise und unter allem Vorbehalt herangezogen sein, damit nicht etwa zu fehlerhaften Verallgemeinerungen Anlaß gegeben werde.

Falls nun τ als bekannt gelten darf, so sind in Gleichung 3 rechts alle Größen gegeben. Da außerdem — vgl. Gleichung 9 — $V_s = v_A Q_s$ geschrieben werden kann, erhält man für die bei L_w einzuführende Gesamtluftmenge

$$Q_s = \xi_f (\tau + 1) \frac{V_n}{v_A} = \frac{\xi_f (\tau + 1) x_w \mathfrak{B}_r L_w}{60 n} \quad (15)$$

Wenn z. B. $\xi_f = 0,75$, $\tau = 0,6$, $x_w = 20$, $H_u = 10000$ und demgemäß $\mathfrak{B}_r = 0,26$ gesetzt wird, so folgt $Q_s = 0,104 \frac{L_w}{n}$ und, da $\frac{Q_s}{Q_n} = \frac{V_s}{V_n}$, nach Gleichung 3: $Q_s = \xi_f (\tau + 1) Q_n = 1,2 Q_n$, endlich $Q_m = 0,75 Q_n = 0,625 Q_s$ und $Q_s = 0,375 Q_s$.

Bisher war lediglich von der aus betriebstechnischen Gründen zu fordernden Spülluftmenge die Rede. Ob aber mit dem darnach zu bestimmenden Mindestwert auch der Wirtschaftlichkeit bestens gedient ist, bleibt noch sehr ungewiß, und es dürfte hier angebracht sein,

auf einen für die Beurteilung dieser Frage wichtigen Zusammenhang hinzuweisen. Aus den Gleichungen 6, 7, 9 und 12 folgt für $L_e = L_w$

$$L_w = \frac{60 n \xi_f I_n}{x_i \mathfrak{B}_r v_A} \quad \dots \quad (16),$$

worin L_w und \mathfrak{B}_r — s. Fig. 6 — zusammengehörige Werte bedeuten. Aus den Gleichungen 10, 11 und 12 geht aber hervor, daß in verschiedenen Fällen ein und derselbe Wert \mathfrak{B}_r bei verschiedenen Werten von L_w erreicht werden kann. Denkt man sich den Ordinatenmaßstab der L_e -Kurve in Fig. 6 und demgemäß auch den der \mathfrak{B}_r -Kurve derartig geändert, daß der Ordinatenmaßstab der \mathfrak{B}_r -Kurve unverändert bleibt, und sieht man in Gleichung 16 die Werte von n , ξ_f , V_n und x_i als gegeben an, was sich ja im besonderen vollauf rechtfertigen läßt, so ergibt sich, daß L_w und v_A einander umgekehrt proportional sind. Nun ändert sich v_A nach Gleichung 8 nur mit T_A , sofern die tatsächlich sehr geringe Veränderlichkeit von ρ_A vernachlässigt wird, T_A aber ist unter sonst gleichen Umständen von der mittleren Zylindertemperatur und mit dieser von der Wirksamkeit der Kühlung abhängig. Man erkennt also, daß sich durch eine Verstärkung der Wärmeabfuhr die Temperatur T_A herabdrücken und demgemäß der Wert von L_w erhöhen läßt. Da aber die Zylinderwände einen Teil der aufgespeicherten Wärme an den sie benetzenden Luftstrom abgeben, und zwar cet. par. einen desto größeren Teil, je beträchtlicher das eingeführte Luftgewicht ist, so leuchtet ein, daß eine Vermehrung der Gesamtluftmenge \mathfrak{Q}_z innerhalb gewisser Grenzen wohl eine Steigerung des Wertes L_w im Gefolge haben kann. Inwieweit tatsächlich bei dem betrachteten Zusammenhang von Änderungen dieses Ergebnis zustande kommt, das hängt noch von verschiedenen Einflüssen ab, deren Bedeutung sich zurzeit nicht allgemein erörtern läßt, die aber wohl hauptsächlich in den Besonderheiten der Bauart und der Betriebsverhältnisse bedingt sein werden. Näheres darüber festzustellen, muß der Untersuchung ausgeführter Maschinen vorbehalten bleiben, und es ist zu erwarten, daß die dadurch erlangten Ergebnisse beim Entwurf weiterer Ausführungen der gleichen Bauart mit Vorteil verwertet werden können, falls diese sich hinsichtlich der Leistung nicht allzusehr von der untersuchten Maschine unterscheiden. Für $L_e = L_w$ hat man bekanntlich — s. Zusammenstellung der Formelgrößen — die Beziehung

$$L_w = L_k - L_p - L_r \quad \dots \quad (17),$$

und es ist leicht zu überblicken, daß allgemein mit der Zu- oder Abnahme von \mathfrak{Q}_z eine Änderung aller vier Größen dieser Gleichung einhergehen muß, wobei allerdings innerhalb der zu beachtenden Grenzen die Änderungen von L_r relativ zu den anderen meist sehr gering sind und dann ohne große Fehler vernachlässigt werden dürfen. Jedenfalls ändern sich mit \mathfrak{Q}_z in der Regel L_k und L_p derartig, daß L_w als Funktion von \mathfrak{Q}_z ein Maximum hat, und es kann von vornherein nicht als ausgeschlossen bezeichnet werden, daß der diesem Maximum entsprechende Wert von \mathfrak{Q}_z , der also aus wirtschaftlichen Gründen zu erstreben wäre, jenen anderen der Betriebssicherheit halber zu verlangenden übersteigt. Nach den vom Verfasser an Zweitakt-Gasmaschinen der Bauart Oechelhaeuser und Junkers und an den daraus hervorgegangenen Oechelhaeuser-Maschinen durchgeführten Untersuchungen scheint tatsächlich darauf geschlossen werden zu müssen, daß in einzelnen Fällen ein derartiges Überwiegen wirtschaftlicher Forderungen vorlag. Mehrfach ließ sich nichts Sicheres darüber erkennen; experimentelle Ermittlungen in dieser Richtung sind, sofern eine genügende Ausrüstung

guter Meßgeräte zur Verfügung steht, nicht allzu schwierig, während durch Notbehelfe ihre Zuverlässigkeit leicht beeinträchtigt werden kann. Es mag auch sein, daß bei der Auswertung der Ergebnisse, die zum Teil erst lange nach deren Gewinnung vorgenommen werden konnte, für die Folgerungen, die sich auf den zuletzt erwähnten Zusammenhang beziehen, stellenweise keine genügend sichere Grundlage mehr vorhanden gewesen ist. Dies eine aber steht fest, daß selbst dann, wenn die Spülluftmenge nur so groß bemessen wurde, wie es zur Vermeidung von Einlaßverbrennungen unbedingt nötig war, in jedem Falle bei einer dem Wert L_w nahekommenden Nutzleistung die Beziehung $\mathfrak{Q}_z > \mathfrak{Q}_n$ erhalten wurde. Das scheint um so bemerkenswerter zu sein, als aus mehrfachem Grunde anzunehmen ist, daß gerade bei den erwähnten Maschinenbauarten eine sehr günstige Führung des Luftstromes erreicht werden kann und auch — wenn gleich nicht immer, so doch in vielen Fällen, und zwar mit Hilfe der an den ersten Ausführungen gesammelten Erfahrungen — wirklich erreicht wurde.

Allgemein läßt sich aussagen, die Führung der Luft sei vollkommen, wenn diese gemäß der früher gemachten Voraussetzung den Kraftzylinder in stetigem Zusammenhang durchströmt und weder eine Vermengung der Spülluft mit den Rückständen noch eine solche des Gemisches mit der Spülluft stattfindet.¹⁾ Die Erfüllung dieser Bedingung ist mittels der bis jetzt bekannten Verfahren des Ausspülens und Ladens nicht zu erzwingen, man muß sich darauf beschränken, ihr so nahe zu kommen, wie dies unbeschadet der sonst zu nehmenden Rücksichten nur immer möglich ist.

Während das Schema Fig. 5 ein Ergebnis kennzeichnet, wie es nur bei vollkommener Luftführung zu erreichen wäre, kann Fig. 8 zur Veranschaulichung der sehr mangelhaften Ausspülung dienen, die sich ergeben würde, wenn man etwa die Luft in Form eines Strahles von relativ kleinem Querschnitt einblasen wollte. Während einer gewissen Zeit, vom Anfang des Ausspülens gerechnet, wird zwar die in den Kraftzylinder eindringende Luft nur Rückstände verdrängen, bald jedoch setzt eine unvorteilhafte Verdrängung ein, dergestalt nämlich, daß neben den Rückständen auch mehr und mehr Anteile der vorher eingeführten Luft durch die nachströmende Luftmenge hinausgeschafft werden. Denn der Strahl ist von einem Unstetigkeitsgebiet — durch die dicht punktierten Flächen angedeutet — umhüllt, in dem sich Luft und Rückstände lebhaft vermischen, und je weiter eine solche Vermischung während des Ausspülens um sich zu greifen vermag, desto größeren Luftaufwand kostet offenbar die vollständige Verdrängung der Rückstände. Auch bei einer Ausgestaltung des Zylinders, wie sie in Fig. 2 angegeben ist, läßt sich eine weitgehende Vermischung von Luft und Rückständen nicht vermeiden; das ist angesichts der stark ausgeprägten Ähnlichkeit mit der vorher besprochenen mangelhaften Anordnung entschieden zu vermuten und auch von erfahrenen Fachgenossen, die verschiedene mit solcher Ausspülung arbeitende Maschinen erprobt haben, durchaus bestätigt worden. Die einzige der grundsätzlich hier einzubegreifenden Bauarten, die der Verfasser mehrfach zu untersuchen Gelegenheit hatte, ist die bekannte Benzsche Zweitaktmaschine, die zu ihrer Zeit angesichts des damaligen Standes der Erfahrungen gewiß Anerkennung verdiente

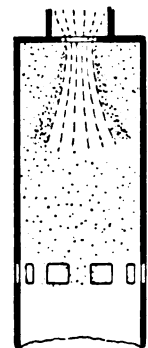


Fig. 8.

¹⁾ Vgl. H. Güldner, Das Entwerfen und Berechnen der Verbrennungsmotoren, 2. Aufl., Die Zweitaktbübe. Berlin, Julius Springer, 1905.

und ja auch gefunden hat, aber bezüglich der Ausspülung — und das kommt ja hier allein in Betracht — erhebliche Mängel aufwies.

Allgemein wird sicher ein Maximum der Funktion L_w von \mathfrak{B}_A bei desto geringeren Werten von \mathfrak{B}_A erreicht werden und dann selbst auch einen desto kleineren Wert haben, je mangelhafter an einer gegebenen Maschine der während des Ausspülens und Ladens eingblasene Luftstrom geführt ist. Aber selbst dann, wenn man dem in Fig. 4 angedeuteten Idealfalle so nahe kommt, wie dies nur möglich ist, ergibt sich immer die Bedingung $\varrho_r > \varrho_n$, falls die Rückstände vollständig verdrängt werden sollen, und dieser Bedingung kann auf keinen Fall entsprochen werden, sofern man als Ladepumpe in bekannter Weise das Kurbelgehäuse der Maschine ausbildet. Man erhält dann, wie sich nach den angegebenen Beziehungen leicht berechnen läßt, eine viel zu kleine Fördermenge. Wenn vollends eine unzulängliche Bemessung der Ladepumpe mit dem Nachteil schlechter Luftführung zusammentrifft, so wird die Anordnung für solche Fälle, wo hochwertige Zweitaktmaschinen geschaffen werden sollen, auch nicht entfernt in Betracht kommen können. Diese Dinge hat Güldner schon in der 1903 erschienenen ersten Auflage seines Werkes über Verbrennungsmotoren nach Gebühr gewürdigt, doch durfte wohl hier der Vollständigkeit halber und im Hinblick auf die beträchtliche Wichtigkeit, die ihnen beizumessen ist, nicht davon abgesehen werden, sie wiederholt zur Sprache zu bringen und die daraus zu ziehenden Schlüsse eingehender zu begründen. Im folgenden sind noch einige andere schon von Güldner berührte Fragen und zwar zum Teil ausführlicher, zum Teil auch in etwas abweichender Auffassung behandelt; es genügt wohl, darauf an dieser Stelle ein für allemal hingewiesen zu haben.

Im Anfang dieses Abschnittes ist noch eines zweiten Arbeitsverfahrens Erwähnung getan, bei dem der Brennstoff unmittelbar in den Kraftzylinder eingeführt wird. Auch hierfür treffen die Betrachtungen, die hinsichtlich der Bemessung von ϱ_r und der Führung des Luftstromes bis jetzt angestellt worden sind, grundsätzlich zu, obschon dabei eine Unterscheidung zwischen Spülluft und Mischluft im buchstäblich gleichen Sinne wie bei dem erstgenannten Verfahren nicht begründet erscheint.

II. Ausgestaltung und Bemessung des Luftsammelraumes und der Ladepumpe.

In vielen Fällen dient die zwischen der Ladepumpe und dem Einlaßorgan am Kraftzylinder liegende Druckleitung wesentlich als Sammelraum, in dem die für ein Arbeitsspiel zu verbrauchende Luftmenge oder doch ein größerer Teil davon vor dem Beginn der Einströmung aufgespeichert wird; dann ist ihre Ausgestaltung und Bemessung von maßgebendem Einfluß auf den Verlauf des Spülens und Ladens, so daß ihr eine besondere Aufmerksamkeit zugewendet werden muß. Für die Anordnung der Ladepumpe ergibt sich eine große Mannigfaltigkeit brauchbarer Lösungen. Man kann jeden Kraftzylinder mit eigener Ladepumpe versehen oder auch eine Ladepumpe gemeinsam für je zwei oder mehr Kraftzylinder verwenden, also die Luftförderung zentralisieren, ferner können die Ladepumpen einfach- oder doppelwirkend oder als Stufenpumpen ausgebildet sein, endlich läßt sich die zu einem Kraftzylinder gehörige Ladepumpe entweder derartig antreiben, daß Kraft- und Pumpenkolben gleichläufig oder so, daß sie ungleichläufig und im Sonderfalle genau gegenläufig arbeiten; je nachdem man aus bestimmten Gründen die eine oder andere der zahlreichen Kombinationen, die möglich sind,

bevorzugen zu müssen glaubt, gestaltet sich der Gang der Berechnung im einzelnen verschiedenartig, doch ergeben sich die Hauptansätze in jedem Falle aus verhältnismäßig wenigen und leicht zu überblickenden Beziehungen, wie sie jetzt für eine als Beispiel gewählte einfache Anordnung besprochen werden sollen. Die Entwicklung beruht hier und im folgenden auf dem grundsätzlich gleichen Gedankengang wie in einer vor mehreren Jahren veröffentlichten Abhandlung¹⁾ des Verfassers, wobei ein beständiges (stationäres) Ausfließen an Stelle des wirklich stattfindenden Vorganges angenommen wird. Dagegen lassen sich Bedenken erheben, die an sich durchaus berechtigt sind. Eine derartige Behandlung der Aufgabe kann zunächst nur eine ganz rohe Annäherung bedeuten, sie wurde aber dennoch angewandt, weil sie ihrer Einfachheit wegen dem seinerzeit verfolgten Zwecke besonders zu entsprechen schien. Es lag nämlich in der Hauptsache die Absicht vor, der in der Praxis wiederholt geäußerten unzutreffenden Meinung entgegenzutreten, daß sich die richtige Bemessung der Ladepumpen, der Sammelräume, der Aus- und Einlaßöffnungen sowie insgesamt die Herbeiführung zuträglicher Steuerungsverhältnisse auch nicht entfernt auf Grund einer vorher angestellten Berechnung bewerkstelligen lasse, sondern lediglich durch Probieren und Korrigieren an der ausgeführten Maschine. Was insbesondere das »Ausprobieren« angeht, so hat das Wort bekanntlich einen unliebsamen Beigeschmack, und es kann sich daraus leicht eine mißverständliche Deutung solcher Äußerungen ergeben, wie sie z. B. Tuckermann²⁾ über die Oechelhaeuser-Maschine macht. Es ist wohl richtig, daß anfänglich bei den Probetriebten verschiedene unerwartete und größtenteils störende Erscheinungen hervortraten, deren Ursprung aufgesucht werden mußte, um sie beseitigen zu können, aber ein »langes Ausprobieren«, wenn man dies so nennen will, war doch eben nur bei den ersten Ausführungen nötig; später sind auf Grund

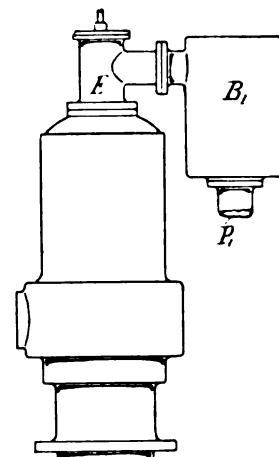


Fig. 9.

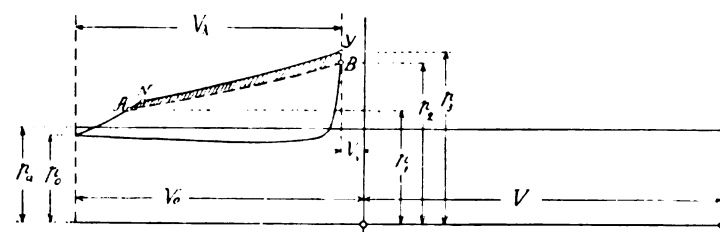


Fig. 10.

der hierbei erlangten Erfahrungen die richtigen Abmessungen zuverlässig vorausberechnet worden, auch für solche Maschinen, die sich in der Leistung von jenen zuerst ausgeführten ganz bedeutend unterscheiden. Eine weitgehende Benutzung von Erfahrungswerten wird sich aber wohl noch auf lange hinaus bei der Behandlung so verwickelter Vorgänge, wie sie hier zu betrachten sind,

¹⁾ Über die Vorgänge des Ausspülens und Ladens bei Zweitakt-Gasmotoren, Berlin, Die Gasmotorentechnik, 1903.

²⁾ E. Tuckermann, Regelung von Zweitakt-Groß-Gasmaschinen, Dissertation, Berlin 1908.

als ganz unentbehrlich erweisen. Es erschien deshalb auch für die folgenden Erörterungen angebracht, an geeigneten Stellen etwas näher darauf einzugehen, wie an einer gegebenen Maschine durch planmäßige Untersuchungen bestimmte zur Vervollkommenung der nächsten Ausführungen dienliche Aufschlüsse zu gewinnen sein dürften.

In Fig 9 bedeute B_1 den Sammelbehälter, der durch eine kurze Rohrleitung P_1 mit dem Druckraum des Ventilkastens einer einfachwirkenden Ladepumpe verbunden ist und aus dem verdichtete Luft durch das Einlaßventil E in den Kraftzylinder strömt; der gesamte zwischen E und den Druckventilen der Ladepumpe liegende, von Luft erfüllte Raum habe den Inhalt V [m³]. Die Achse des Kraft- und des Pumpenzylinders seien parallel, und die beiden Kolben mögen gleichläufig arbeiten. Dann ergibt sich das in Fig. 10 schematisch dargestellte Pumpendiagramm, in dem p_2 und p_1 [at] diejenigen Drucke bedeuten, die in der Druckleitung vom Inhalte V unmittelbar vor dem Öffnen und nach dem Schließen des Ventils E herrschen, so daß also in dieser Druckleitung während des Spülens und Ladens bei jedem Arbeitsspiel ein Druckabfall $p_4 = p_2 - p_1$ entsteht. Die absoluten Temperaturen, die den einzelnen im Diagramm angegebenen Drucken entsprechen, sind durch jeweilig übereinstimmende Indices gekennzeichnet, wonach z. B. während des erwähnten Druckabfalles die Temperatur von T_2 auf T_1 sinkt. Die damit einhergehende Zustandsänderung verläuft innerhalb einer relativ sehr kurzen Zeit und kann mit ausreichender Annäherung als adiabatisch angesehen werden. Ähnliches gilt hinsichtlich der während der Verdichtung stattfindenden Zustandsänderung, da bekanntlich bei trockenen, d. i. ohne innere Wasserkühlung arbeitenden Gebläsen — und als ein solches ist ja die Ladepumpe zu betrachten — die Verdichtungsline beinahe vollkommen mit der Adiabate übereinstimmt. Im allgemeinen öffnen sich die Druckventile nicht schon in dem Augenblicke, wo der Druck im Pumpenzylinder bis auf den in der Druckleitung herrschenden Druck p_1 gestiegen ist, sondern etwas später, etwa bei N ; während der weiteren nach NY verlaufenden Verdichtung wird dann Luft aus dem Zylinder verdrängt und in die Druckleitung hinüberschoben. Die indizierte Drucklinie NY liegt durchweg höher als die Adiabate AB , die sich bei einer durch keinerlei dynamische Widerstände gehemmten Verdrängung ergeben würde, und am Ende des Verdichtungshubes herrscht im Zylinder ein Druck $p_3 > p_2$, daher eine Temperatur $T_3 > T_2$. Nun erleiden aber während des ganzen Verlaufes der Verdrängung die einzelnen Massenelemente der die Druckventile durchströmenden Luft solche Änderungen, wie sie allgemein beim Ausfließen mit der Umformung eines Anteiles potentieller Energie in Bewegungsarbeit einhergehen, und diese dürfen ebenfalls genügend angenähert als adiabatisch betrachtet werden. Nach allem hat man sicherlich keine praktisch belangreichen Fehler zu befürchten, wenn man der Temperatur T_2 denjenigen Wert zuspricht, der erreicht werden würde, falls die Verdichtung von A aus nicht nach ANY , sondern nach der Adiabate AB erfolgte. Dazu kommt, daß man bei Verwendung geeigneter Druckventile die zur Überwindung dynamischer Widerstände verbrauchte Arbeit und damit schließlich den Unterschied $T_3 - T_2$ relativ klein halten kann. Das hindert aber nicht, diese im Diagramm durch die schraffierte Fläche dargestellte Arbeit für die Berechnung der indizierten Pumpenleistung L_p der Sicherheit halber lieber etwas zu hoch als zu niedrig einzuschätzen.

Gesetzt nun, die Drucke p_0, p_1, p_2, p_3 und die Temperatur T_0 seien gegeben. Das Verhältnis der spezifischen

Wärmen $\kappa = \frac{c_p}{c_v}$ sei als konstant angenommen, was innerhalb der zu beachtenden Druck- und Temperaturgrenzen so gut wie vollkommen zutrifft, und es werde $\kappa = 1,41$ gesetzt, so daß $\frac{1}{\kappa} = 0,71$ und $\frac{\kappa - 1}{\kappa} = 0,29$. Dann erhält man für T_1 und T_2 folgende Beziehungen:

$$T_1 = T_0 \left(\frac{p_1}{p_0} \right)^{0,29} \quad (18),$$

$$T_1 = T_2 \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{0,29} \quad (19),$$

$$T_2 = T_0 \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{0,29} \quad (20).$$

Das Volumen V ist so groß zu bemessen, daß bei dem gegebenen Druckabfall p_4 die zu verbrauchende Gesamtluftmenge \mathcal{Q}_z ausfließt. Bezeichnet man die in der Druckleitung vor und nach dem Ausfließen enthaltenen Luftgewichte mit \mathcal{Q}_2 und \mathcal{Q}_1 , so gelten für die beiden Zustandsgrenzen die Gleichungen $10000 p_2 V = \mathcal{Q}_2 R T_2$ und $10000 p_1 V = \mathcal{Q}_1 R T_1$, und es folgt

$$\mathcal{Q}_z = \mathcal{Q}_2 - \mathcal{Q}_1 = 10000 \frac{V}{R} \left(\frac{p_2}{T_2} - \frac{p_1}{T_1} \right) \quad (21),$$

eine Beziehung, die auch folgendermaßen geschrieben werden kann:

$$\mathcal{Q}_z = 10000 \frac{V}{R} \frac{p_2}{T_2} \left[1 - \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{0,71} \right] \quad (22).$$

Setzt man nun — vgl. Gleichung 8 —

$$0,0001 R \frac{T_2}{p_2} = v_2 \quad (23)$$

und

$$\frac{1}{1 - \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{0,71}} = b \quad (24),$$

so ergibt sich für den Rauminhalt V der Druckleitung aus den drei letzten Gleichungen:

$$V = b v_2 \mathcal{Q}_z \quad (25).$$

Der Kolbenhubraum V_k der Ladepumpe läßt sich wie folgt bestimmen:

Am Ende des Ansaugens befindet sich im Pumpenzylinder eine Luftmenge $\mathcal{Q}_0 = 10000 \frac{p_0 V_0}{R T_0}$, während am Ende des Verdichtungshubes der schädliche Raum V_3 von einer Luftmenge erfüllt ist, deren Gewicht $\mathcal{Q}_3 = 10000 \frac{p_3 V_3}{R T_3}$. Soll die Fördermenge \mathcal{Q}_z betragen, so muß sich ergeben

$$\mathcal{Q}_z = \mathcal{Q}_0 - \mathcal{Q}_3 = 10000 \left(\frac{p_0 V_0}{R T_0} - \frac{p_3 V_3}{R T_3} \right) \quad (26).$$

Setzt man nun

$$V_3 = y V_k \quad (27),$$

so folgt

$$V_0 = V_k + V_3 = (y + 1) V_k \quad (28),$$

und man erhält nach den drei letzten Gleichungen

$$V_k = \frac{0,0001 R \mathcal{Q}_z}{(y + 1) \frac{p_0}{T_0} - y \frac{p_3}{T_3}} \quad (29).$$

(Fortsetzung folgt.)

Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers.

Von Mich. Gabriel, Obergeringieur der Albatroswerke, G. m. b. H. Berlin-Johannisthal.

(Fortsetzung aus Heft 24 mit Tafel II.)

Hierzu Zeichnung Nr. 1, 2, 3, 4, 5 und die Photographie der Stellage.

Zu der in Heft 24 des vorigen Jahrganges erschienenen Tafel XVIII (Blatt 5) dürften zur Orientierung die untenstehenden Erläuterungen wünschenswert erscheinen. Die Zeichnungen Nr. 213, 217, 225, 229 beziehen sich auf den Rumpf des Apparates, die Zeichnungen Nr. 6 und 9 betreffen die Flügel (Tragflächen). Zu Zeichnung 213 gehören alle Beschläge und Bleche rechts oben, rechts in der Mitte und ganz unten links und in der Mitte. Sie sind im Maßstab 1:3 dargestellt. Ihre Positionsnummern stimmen mit der Orientierungsskizze links unten (im Maßstab 1:125) und mit der Stückliste überein, welche sich rechts oben in zwei Kolonnen untereinander befindet. Zeichnung 217 erscheint im Maßstab 1:5, ebenso die Zeichnung Nr. 225, zu welcher die darunter liegenden drei Figuren gehören. Zeichnung 229 besteht aus der in zwei Kolonnen nebeneinander aufgeführten Stückliste rechts unten, aus den daneben befindlichen Orientierungsskizzen, deren Positionsnummern mit den darüber befindlichen Querschnitten der einzelnen Leisten übereinstimmen, und aus den rechts oben zwischen den Blechen eingeklemmt gesetzten Leisten und Bootsquerschnitten. Die Zeichnung 229 weist infolge der Verkleinerung die Maßstäbe 1:125, 1:12,5 und 1:5 auf. Zeichnung Nr. 6 bezieht sich auf den Grundriß des Flügels (Maßstab 1:10), die dazu gehörige Stückliste beginnt oben in der Mitte und ist unter dem Flügel (neben Zeichnung Nr. 9) fortgesetzt. Die (doppelt schraffierte) Flügelsecke in zwei Ansichten (Maßstab 1:2), gehört zu Zeichnung Nr. 6. Die links in der Mitte gezeichneten Gitterträger (Maßstab 1:10) gehören zu Zeichnung Nr. 9, ebenso wie ihre in der Mitte im Maßstab 1:2 gezeichneten Details.

Der Grundriß des Antoinetteflügels ist ein gleichseitiges Trapez, dessen Grundlinie 3 m lang ist und dessen Höhe, (früher 6 m), jetzt allgemein 7 m beträgt; da die Innenkanten der Flügel 1 m, voneinander absteigen, so beträgt die Spannweite des passagiertragenden Antoinetteapparates 15 m. Das Flügelgerippe wird gebildet durch zwei Hauptträger (Holme), zwischen und außerhalb welchen neun Zwischenträger angeordnet sind. Senkrecht darauf sind in Abständen von je 1 m die die Wölbung bestimmenden Hauptspanten (Rippen) angeordnet; zwischen je zwei Hauptspanten befindet sich ein Zwischenspant. Um den Stoff möglichst genau aufliegen zu lassen, sind zwischen den Haupt- und Zwischenspanten noch sog. Stoffstützen angeordnet, welche im innersten Feld, wo der Stoff infolge des Schraubenwindes besonders stark flattert, doppelt so dicht wie in den übrigen Feldern stehen. Die Zeichnungen 1 bis 5 zeigen die einzelnen Haupt- und alle Zwischenspanten nach ihrer Wölbung und Konstruktion. Der Spant besteht aus zwei Gurten von 10 mm × 10 mm, welche miteinander im allgemeinen durch breite, eigenartig umgebördelte Aluminiumbleche derart verbunden sind, daß die Bleche mit ihnen durch Kupfernägeln vernietet werden. Nur der innerste Hauptspant trägt in der Mitte noch mit Aluminiumblech armierte Diagonalstreben; früher waren alle Hauptspanten durchweg mit Diagonalstreben versehen, was natürlich noch mehr Arbeit machte wie die den Schub infolge ihrer Breite ebenso aufnehmenden Bleche. Mit den Hauptträgern werden die Hauptspanten durch Holzschrauben verbunden, mit den Zwischenträgern durch Nägel und Bindfaden. Mit dem aus einer T-förmigen Leiste bestehenden Flügelrand werden die Gurte derartig verbunden, daß um sie und den Rand ein Aluminiumblechstreifen gelegt wird, zwischen die Gurte und anliegend an den Flügelrand wird ein trapezförmiger Klotz geleimt und das Ganze durch Kupfernägeln vernietet. Die Herstellung der Hauptspanten erfolgt auf der auch gleich zur Montage dienenden Stellage. Diese besteht aus einem festen, auf Füßen stehenden Rahmen von trapezförmiger Gestalt, in welchen der zukünftige Flügel genau hineinpaßt. Dieser Rahmen wird unterteilt durch hochkant gestellte Schablonen, deren obere Kurve

der unteren Flügelwölbung entspricht und deren Entfernung voneinander der Entfernung der Hauptspanten entspricht. Die Schablonen bestehen aus zölligen Brettern. Auf sie werden nun die Untergurte der Hauptspanten schwach aufgeheftet, hierauf werden die Stegbleche mit den Untergurten vernietet und der Flügelrand eingelegt, dann können die oberen Gurte vernietet werden. In die nun fertigen Hauptspanten werden dann die für sich fertig gemachten Haupt- und Zwischenträger eingefädelt und mit den Hauptspanten verbunden. Ist dies geschehen, so erfolgt auf der Stellage die Befestigung der oberen Gurte, der Zwischenspanten und der oberen Stoffstützen, welche, da ihr Querschnitt nur 5 mm × 5 mm ist, nicht direkt auf den Hauptträgern aufsitzen, sondern durch Vermittlung von Polsterleisten, damit eine vollkommen ebene Flügeloberfläche entsteht. Auf den Zwischenträgern ruhen sie direkt auf; diese sind dafür, um die Gleichheit der Fläche zu wahren, dort, wo sie mit den Haupt- und Zwischenspanten sich kreuzen, um 5 mm eingeklinkt. Ist die Oberseite des Flügelgerippes auf diese Art gebildet, so wird der nun bereits seine Form bewahrende Flügel von der Stellage abgehoben, umgedreht, auf Böcke gestellt, und nun wird die untere Fläche mit den Gurten der Zwischenspanten und mit den Stoffstützen benagelt. Antoinette erhält seine Querstabilität bekanntlich durch Verwindung der Flügel. Die dabei am meisten beanspruchten Kanten, nämlich die innere obere und die äußere untere, schonen den Stoff besonders dadurch, daß in ihrer Umgebung die Stoffstützen durch »Deckfurniere« ersetzt sind. Bevor der Flügel bezogen wird, müssen noch die Stege der Zwischenspanten befestigt werden, ferner muß der Flügel gegen Verschiebung durch eine innere Diagonalkonstruktion gesichert werden und diejenigen Stellen, an welchen die Flügelmasten zu sitzen kommen, müssen entsprechend vorgerichtet werden. Nehmen wir einen Augenblick an, dies sei schon geschehen. Dann können wir den Flügel mit Stoff beziehen, und zwar in Bahnen von etwas über 1 m Breite, deren Ränder über den Zwischenspanten (nicht über den Hauptspanten, um diese nicht durch zu vieles Nageln zu sehr zu schwächen) aufeinandergeknagelt werden. Die innerste und äußerste Bahn ist also $\frac{1}{2}$ m breit. Über und unter jedem Haupt- und Zwischenspant und im innersten Feld auch auf mehreren Stoffstützen kommen über den Stoff schmale Deckleisten zu liegen, welche das Flattern desselben verhindern. Der Flügelrand wird mit einer etwas breiteren Deckleiste versehen und die beiden Endhauptspanten mit Stoff bezogen, außen wird dann noch ein Schutzsporn angeschraubt, welcher im Falle eines schrägen Landens den Flügel vor Beschädigung bewahren soll.

(Fortsetzung folgt.)

Militär-Flugwesen.

1. Deutschland.

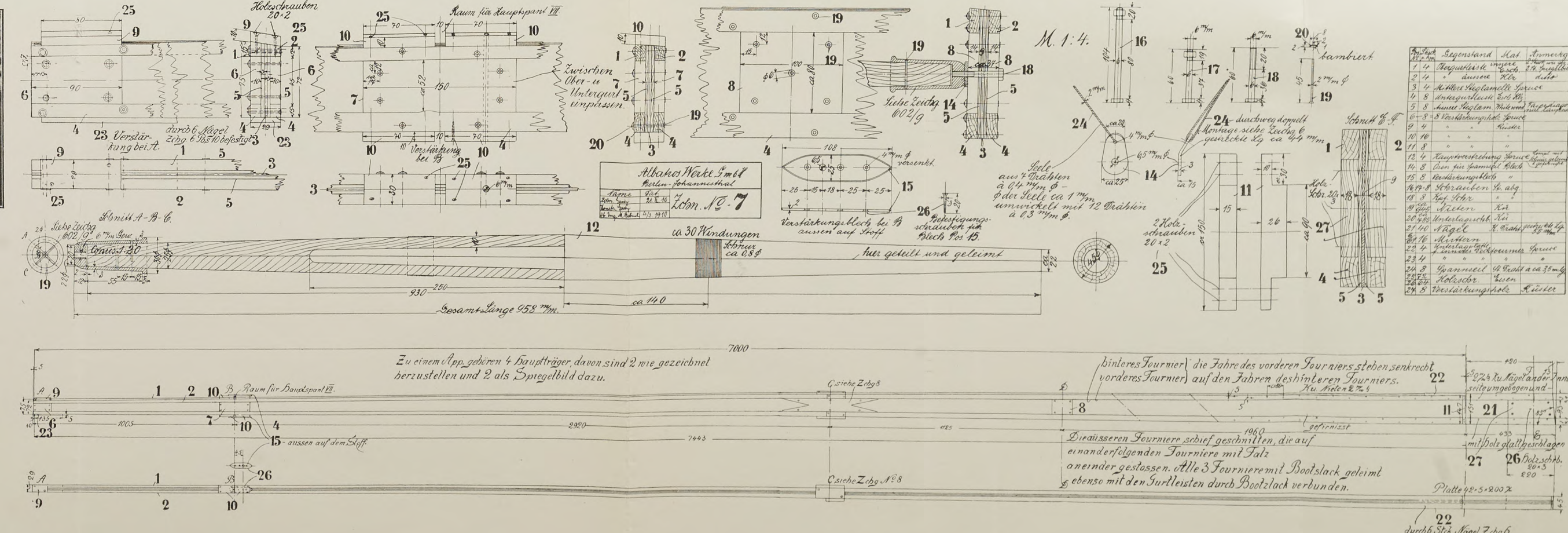
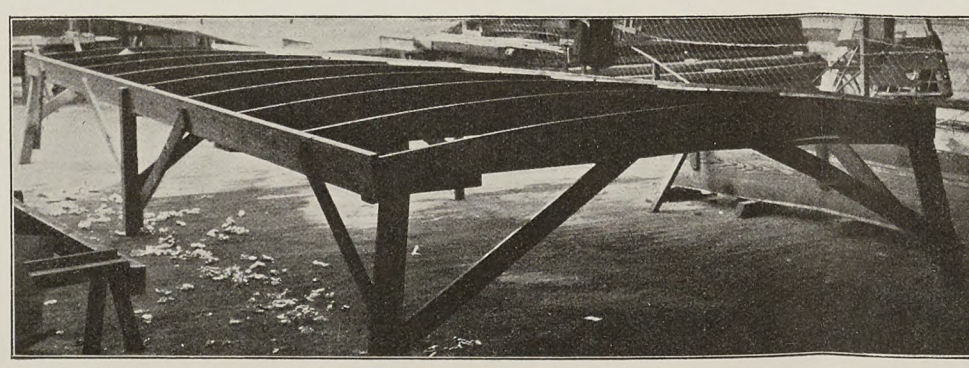
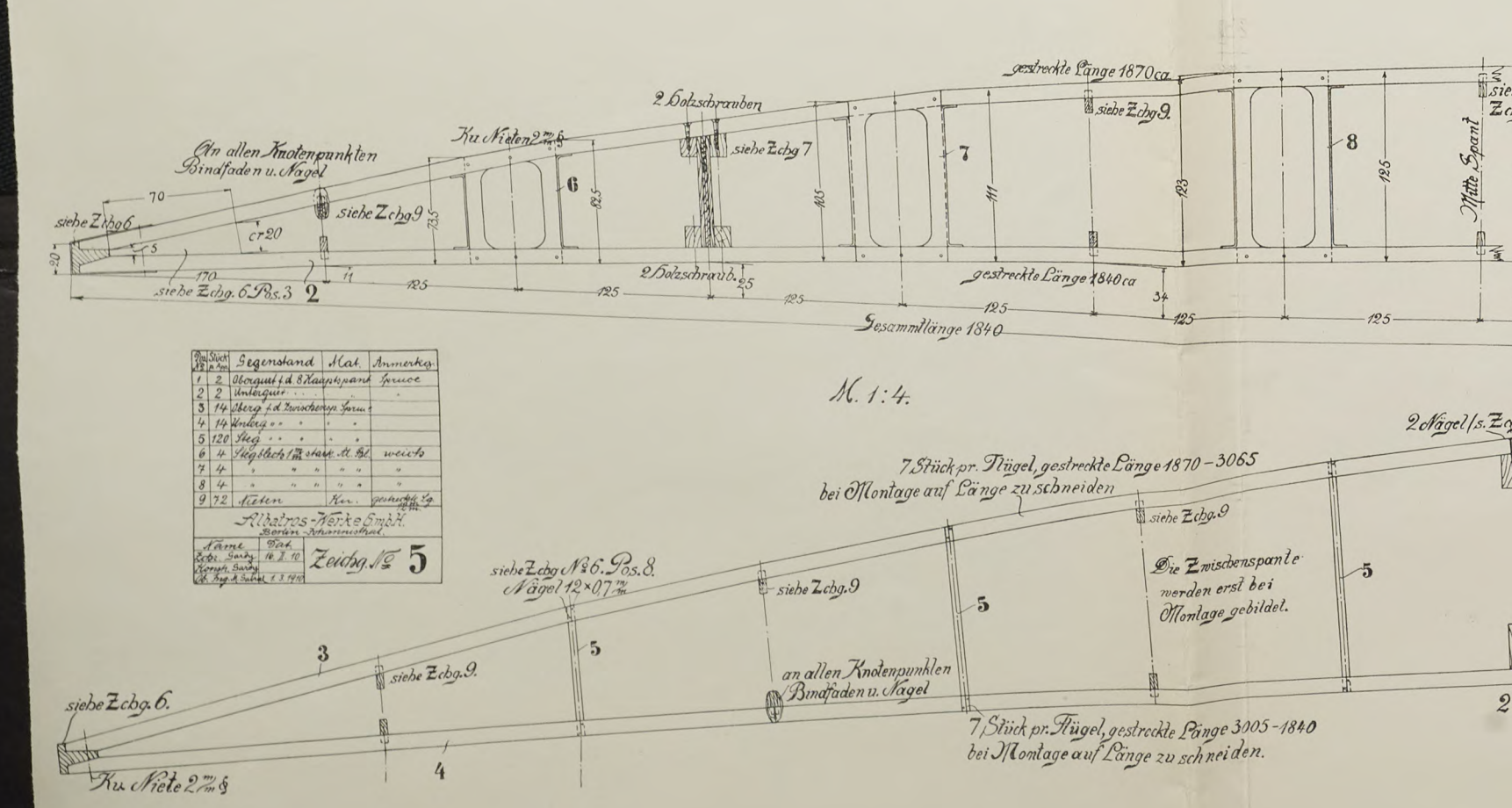
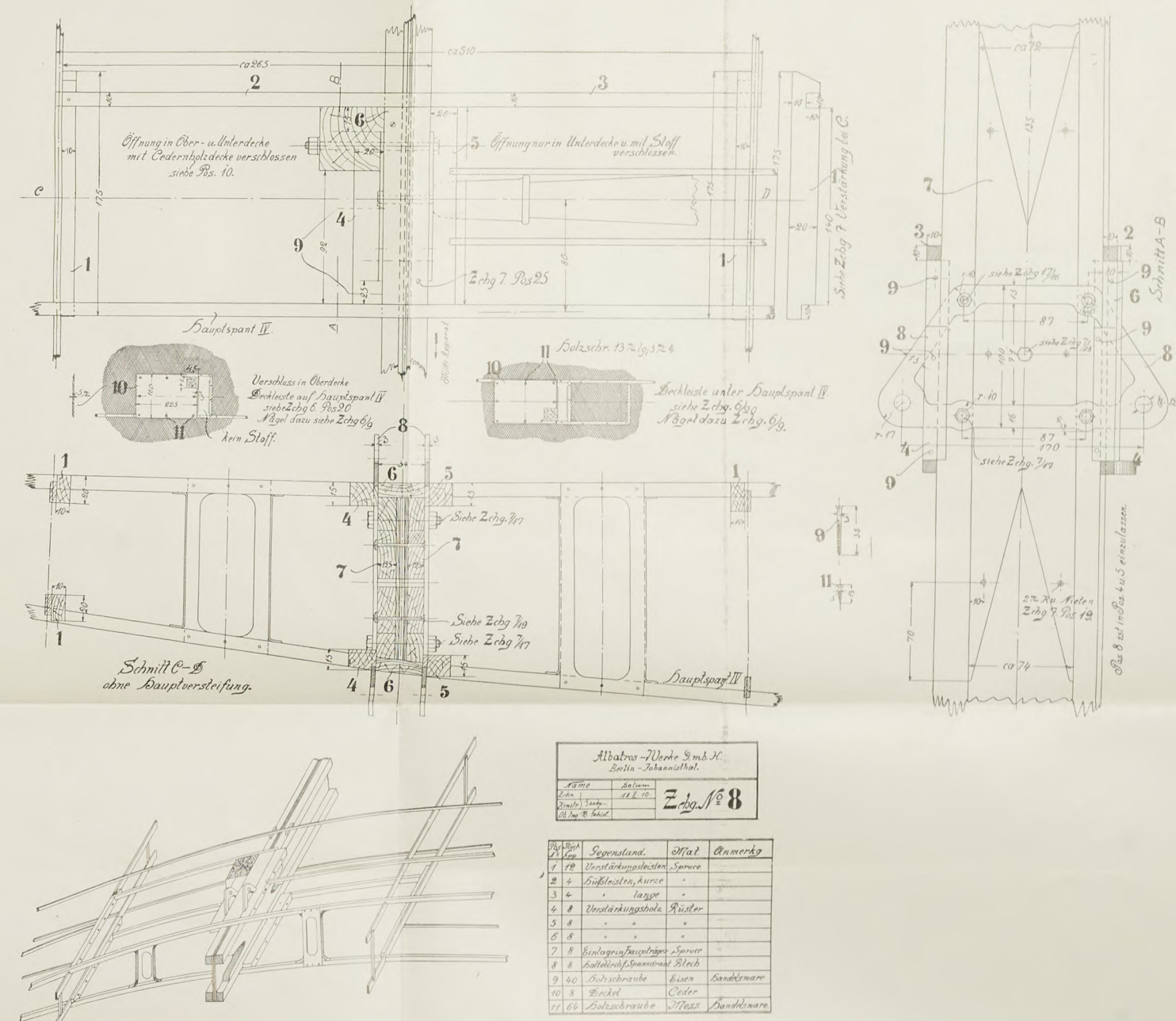
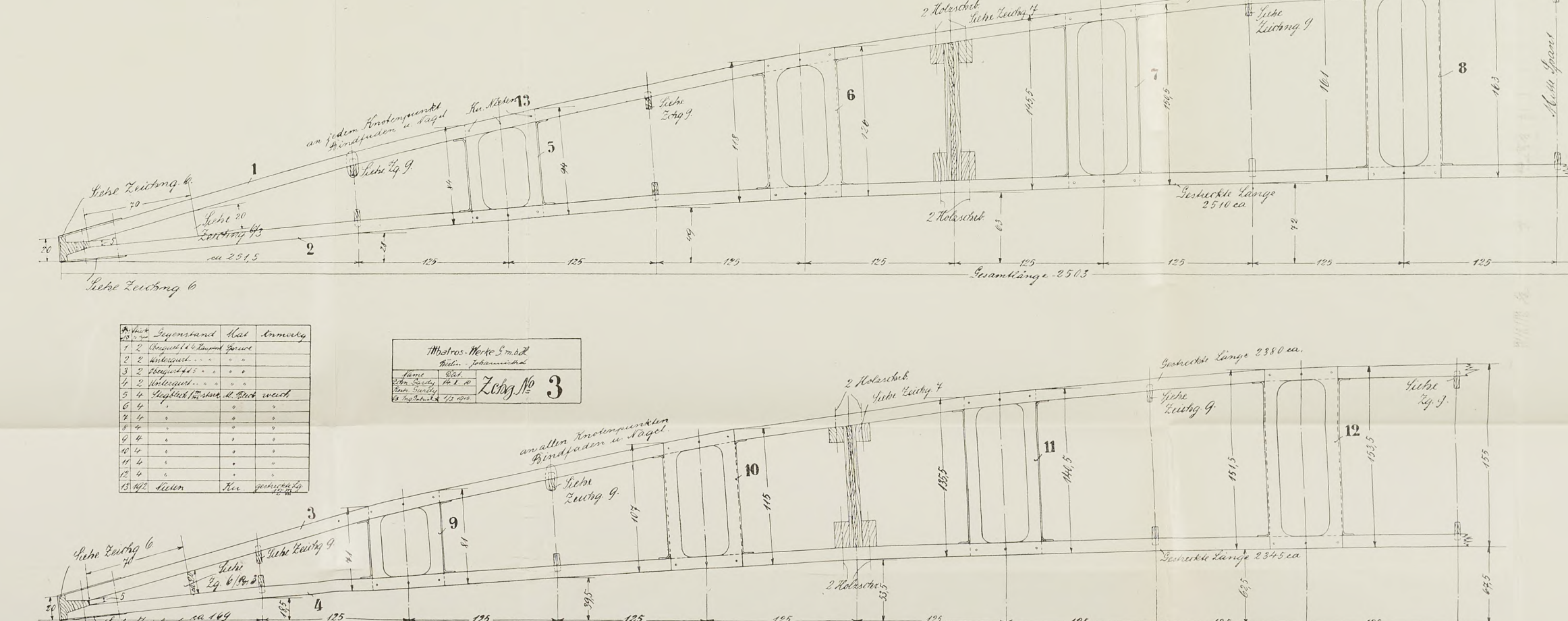
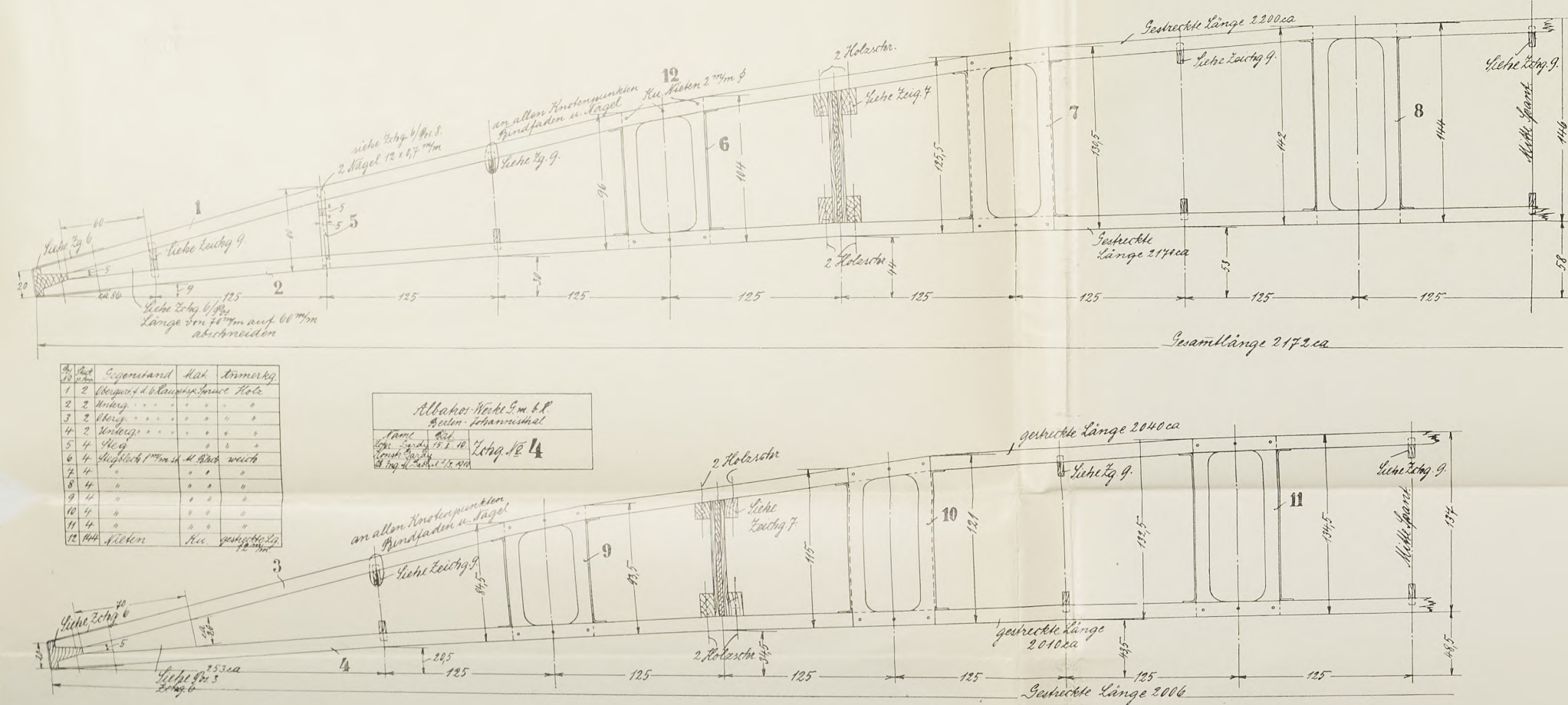
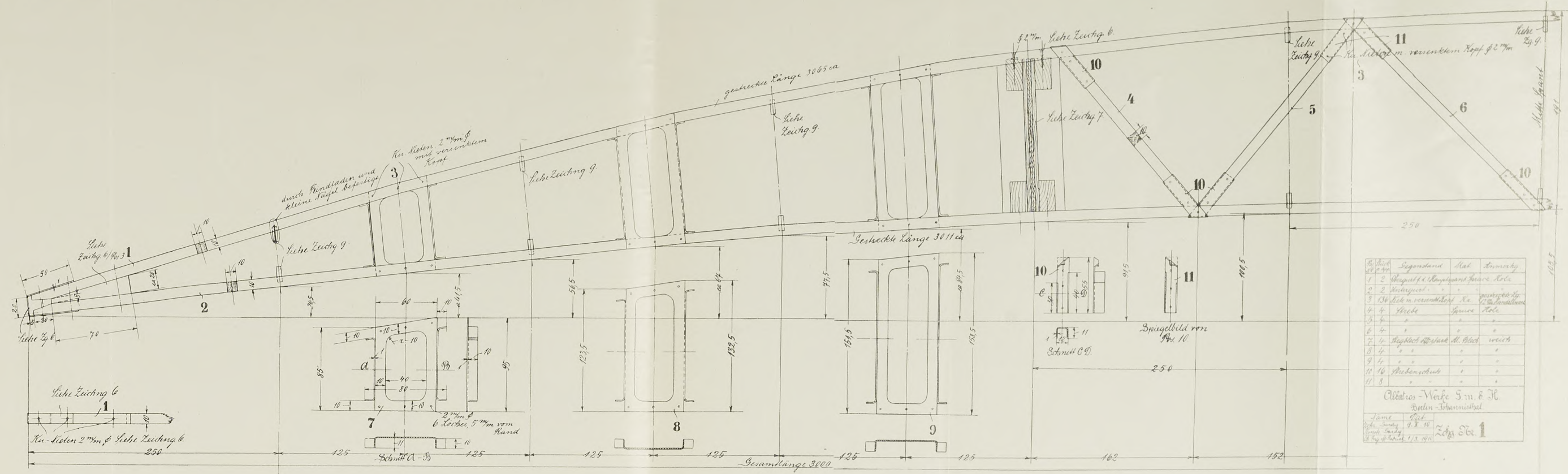
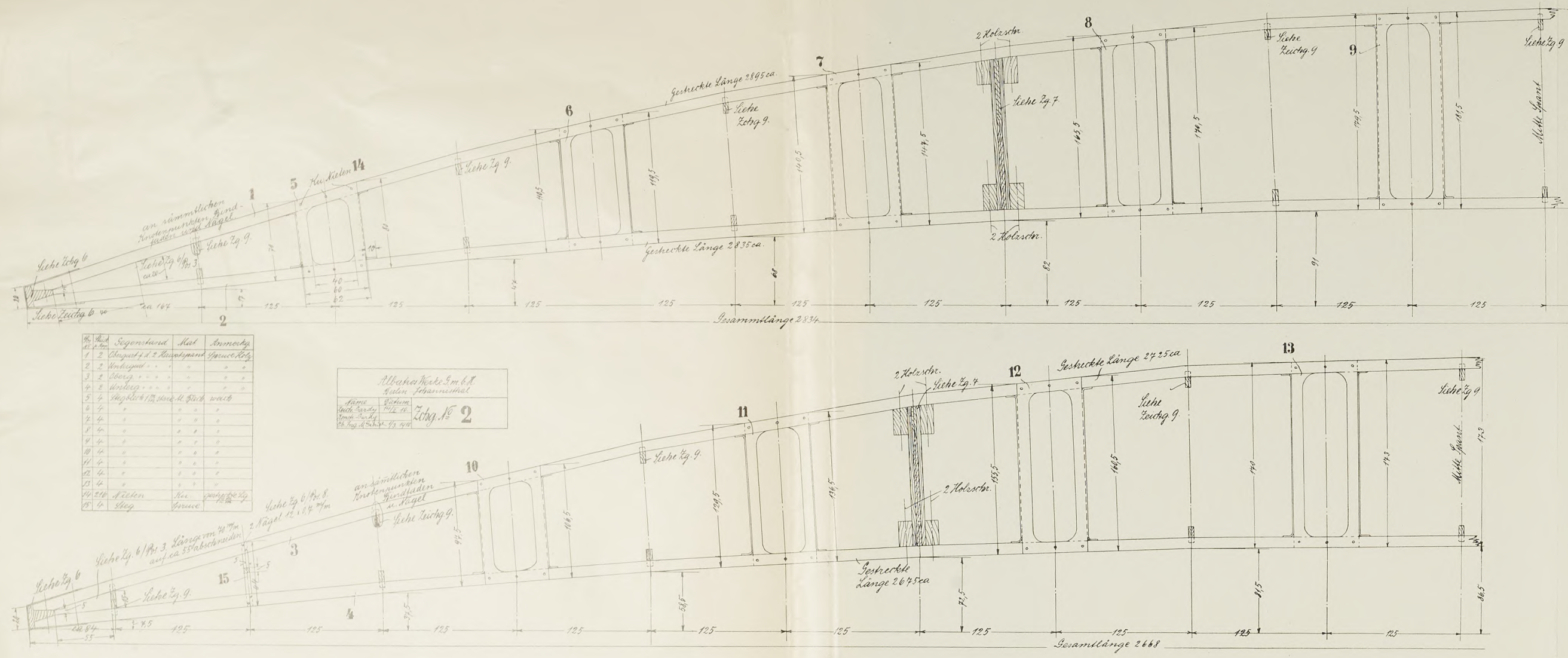
Am 13. Januar 1911 machte der Albatros-Flugführer Koenig auf dem Doeberitzer Felde mit dem bei den Albatros-Werken in Auftrag gegebenen Doppeldecker (Farman-Typ) die von der Militärverwaltung vorgeschriebenen Abnahme Flüge. Mit einer Belastung von 160 kg stieg das Flugzeug leicht bis 450 m Höhe. Insgesamt wurden drei Flüge von 3 Stunden 7 Minuten Dauer mit nur 2 Minuten Unterbrechung ausgeführt.

Am 1. April 1911 wird der Schlesische Aero-Klub in Breslau eine Pilotenschule eröffnen, für die bereits 40 Anmeldungen von Flugschülern, meist Offizieren, eingegangen sind.

2. England.

Als Militärflugzeug wird in letzter Zeit der Howard-Wright-Zweidecker (engl. Farman) besonders bevorzugt. Mit diesem Zweidecker sind bereits ausgebildet: Kapitän Maitland, Leutnant Watkins und Leutnant Wilkins. In die beiden Flugzeuge der letzteren sind Marconi-Apparate für drahtlose Telegraphie eingebaut.

Leutnant Watkins hatte zum Forest-Preis gemeldet, sein Zweidecker wurde aber durch den Sturm zerstört.



— 20
dine

det,

Einen bemerkenswerten Flug hat kürzlich Leutnant Snowden-Smiths, der in Blondeaus Schule in Brookland ausgebildet, gemacht. Er flog auf seinem Farman-Zweidecker von Brooklands nach dem Truppenplatz Aldershot und zurück.

Eine neue Flugschule für Militärflieger hat C. Patterson in Freshfield bei Liverpool eingerichtet.

3. Frankreich.

Maurice Farman hat im Auftrage der Militärverwaltung vom 18. I. bis 8. II. auf dem Aerodrom von Buc seine kürzlich angestellten Versuche mit drahtloser Telegraphie fortgesetzt. Es ist gelungen, auf eine Entfernung von 40 Kilometern Funkentelegramme zu senden, die sehr gut aufgenommen werden konnten. Die Einrichtung wird noch verbessert werden, und man hofft, sich in den nächsten Tagen mit dem Eiffelturm zu verständigen. Die Aufnahme von Funkentelegrammen ist bisher nur auf 4 km gelungen.

Die Militärverwaltung hat von den Gebrüdern Voisin einen mit Schnellfeuergeschütz ausgerüsteten Zweidecker erworben.

Prévi wurde zum militärischen Fluglehrer der neuen Fliegerschule in Versailles bestimmt.

Der Zweigniederlassung der österreichischen »Internationalen Industriegesellschaft« »Autoplan-Werke« in Paris wurden seitens des französischen Kriegsministeriums mehrere Pischhof-Eindecker in Auftrag gegeben.

Auf Veranlassung von General Rocques, dem neuen Generalinspekteur des Luftschifferwesens in Frankreich, sind für den militärischen Flugführer neue besonders verschärfte Prüfungsbestimmungen erlassen. Hiernach wird verlangt:

1. Ein Überlandflug von mindestens 100 km.
2. Ein Flug von mindestens 2 Stunden Dauer.
3. Ein Flug von mindestens 300 m Höhe.
4. Ein Flug bei einer Windstärke von mindestens 10 m in der Sekunde.

Interessante Angaben über das französische Militärflugwesen enthält der Bericht des Kriegsministeriums an die Deputiertenkammer. Es geht hieraus hervor, daß die Regierung z. Z. über 32 Flugzeuge, darunter 5 Wright-Zweidecker, 4 Blériot-Eindecker, 11 Henry Farman- und 1 Maurice Farman-Zweidecker, 2 Bréguet-Zweidecker, 2 Antoinette-Eindecker, verfügt. Von den 34 Flugzeugführern sind 18 dem Kommando des Oberst Hirschauer und 16 dem Kommando des Oberstleutnants Estienne im militärischen Flugetablissement von Vincennes unterstellt. Die Mannschaften für den gesamten Luftdienst setzen sich zusammen aus der Luftschiffertruppe, die 6 Kompagnien umfaßt, von denen sich 4 in Versailles und 2 in Reims befinden; sowohl in Reims wie in Versailles befinden sich Depots für Flugmaschinenmaterial. Das aviatische Etablissement in Vincennes hat die angekauften Flugzeuge auszuprobieren und Verbesserungen an ihnen zu bewerkstelligen.

4. Österreich.

Das Kriegsministerium beabsichtigt, bei Budapest eine zweite Militärluftschifferstation einzurichten, der ein Lenkballon und 2 Flugzeuge überwiesen werden sollen. Zum Kommandanten dieser Station ist Hauptmann v. Petroczy ausersehen. Es sollen noch 20—30 Flugzeuge angekauft und dann zu gleichen Teilen den Flugfeldern in Wiener-Neustadt, Budapest und Fischamend zugeteilt werden. Das Flugfeld zu Fischamend wird z. Z. eingerichtet und soll militärischen Versuchszwecken nicht öffentlichen Charakters dienen.

Der dem Militär-Arar gehörige Blériot ist in den Daimler-Werken mannigfachen Verbesserungen unterzogen; die Stirnseite des Flugzeuges ist durch ein kräftiges Rohr versteift, die Steuerung verändert und die Schwanzflosse verlängert. Zum Antrieb dient der neue Daimler-Motor mit 35/40 PS bei 1200 Umdrehungen. Als Flugführer ist Oberleutnant Blaschke v. Zwornikirchen bestimmt.

Rittmeister Schmidl wurde zum Kommandanten der Militäraviatikstation in Wiener-Neustadt ernannt.

Als erster österreichischer Marineoffizier wird gegenwärtig der Linienschiffsleutnant Klobučar von A. Warchalowski in Wiener-Neustadt auf einem »Auto-Biplan« ausgebildet.

5. Italien.

Die italienischen geprüften Flieger, die sich im Besitze eines Flugzeuges befinden, haben ein Korps gebildet und haben dem Kriegsministerium bei der Ausbildung von Militärfliegern ihre Hilfe angeboten. Zu ihrem Chef haben sie den Flieger Leonino de Zara gewählt und an das Kriegsministerium das Ersuchen gerichtet, ihn zum Offizier zu ernennen. Es wird eine besondere aviatische Genieabteilung errichtet.

6. Rußland.

Die Regierung hat 12 Offiziere im Fliegen ausbilden lassen. Außerdem wurden die Mittel für Ankauf zahlreicher Flugzeuge in den Etat eingestellt.

Die Apparate, die nur zum kleinen Teil aus dem Ausland bezogen werden sollen, sind innerhalb von 1½ Jahren fertigzustellen.

Die 3 russischen Aeroplanfabriken haben für Erledigung des Auftrags eine Interessengemeinschaft geschlossen. Trotzdem will die Kommission des russischen Generalstabes, die kürzlich in Paris und Berlin zwecks Ankaufs von Flugapparaten weilte, in Deutschland mehrere Flugzeuge bestellen; bei Blériot wurden 8 Eindecker in Auftrag gegeben.

Effimoff unternahm kürzlich in Frankreich mit dem von Maurice Farman für den russischen Aeroklub gelieferten und von letzterem der Heeresverwaltung zur Verfügung gestellten Zweidecker die Abnahmezüge, die zur Zufriedenheit ausfielen. Ein bei Bréguet bestellter Zweidecker mit R. E. P.-Motor wird in diesen Tagen abgenommen werden.

Großfürst Alexander Michailowitsch ist mit der Organisation eines Militärfliegerskorps betraut und hat 24 Flugzeuge in Frankreich in Auftrag gegeben.

7. Japan.

Von Oberst Tokugawa und Hauptmann Hino wurden auf dem Flugfeld Jokogi bei Tokio erfolgreiche Flüge mit einem französischen Zwei- und einem deutschen Eindecker unternommen.

Gegenwärtig besitzt die Heeresverwaltung 3 Flugzeuge, einen H. Farman-Zweidecker (Flugführer Oberst Tokugawa) und 2 Grade-Eindecker (Flugführer Hauptmann Hino).

Im Auftrage eines japanischen Militärkomitees weilen 8 junge japanische Offiziere zur Ausbildung als Flugpiloten in Paris, von denen einer bereits die Pilotenprüfung bestanden hat.

8. Spanien.

Das Kriegsministerium hat Hauptmann Kindelan nach Paris entsandt, um 8 Flugzeuge zur Ausbildung von Offizieren anzukaufen. Auf einem Felde bei Madrid soll eine Flugschule errichtet werden. Der Franzose Osmont ist als Fluglehrer angestellt worden.

9. Serbien.

Die serbische Heeresverwaltung hat 2 Flugzeuge in Petersburg bestellt und einen Offizier zur Ausbildung nach Frankreich entsandt.

10. Bulgarien.

Die Heeresverwaltung hat 4 Farman-Zweidecker in Frankreich bestellt.

11. Schweiz.

Oberst Schaeck, der bekannte Luftschiffer und Gewinner des Gordon-Bennet-Preises hatte kürzlich eine Versammlung nach Neuchatel einberufen, die sich mit der Frage der Schaffung von Zivil- und Militärfliegerschulen in der Französischen Schweiz befaßte.

Marine.

1. Deutschland.

Das Reichsmarineamt hat die Absicht, mehrere Flugzeuge zu erwerben, um zunächst festzustellen, welches System sich für den Küsten- und Seedienst als das geeignetste erweisen wird. Zu diesem Zwecke weilte vor einigen Wochen der Dezernent für Flugwesen im Reichsmarineamt, Fregatten-

kapitän Lübbert, in Johannisthal. Als Lehrer der Marine-offiziere bzw. der später zu errichtenden Marineflugschule ist Marineingenieur Löw in Aussicht genommen. Die Flugschule selbst dürfte in Kiel eingerichtet werden.

2. England.

Ein besonderer Ausschuß des Aero-Klubs hat der Marinebehörde 2 Flugzeuge für Übungen von Marineoffizieren in Shernees und Chatham zur Verfügung gestellt. Mitglieder des Klubs haben sich erboten, Flugunterricht zu erteilen.

3. Vereinigte Staaten.

Zur Bildung eines Armee-Fliegerkorps und zum Ankauf von Flugzeugen für Heer und Marine hat der Repräsentantenausschuß 250000 Dollars bewilligt.

Kontre-Admiral Barry war von der Regierung ermächtigt worden, eine Reihe von Flugversuchen auf der Pacific-Flotte vorzunehmen. Diese sind inzwischen durch den bekannten Flugführer Ely unternommen worden und werden von Curtiss fortgesetzt. (Siehe Sportliche Nachrichten Heft 2.)
Pl.

Sportliche Nachrichten.

Einen Passagier-Rekordflug mit 5 Passagieren, im ganzen also 6 Personen, führte Roger Sommer am 26. Januar auf dem Flugfelde Douzy aus. Er flog von Douzy nach Romilly und kehrte von dort nach dem Flugplatz zurück. Die gesamte Flugstrecke beträgt 20 km. Die 6 Personen hatten zusammen ein Gewicht von ca. 380 kg.

Einen Überseeflug führte am 30. Januar Mc. Curdy aus. Er flog von Key-West nach Havanna (eine Strecke von etwa 70 km). Kurz vor dem Ziel mußte der Flieger jedoch wegen Mangel an Öl auf das Meer heruntergehen. Um den Zweidecker auf dem Wasser schwimmend zu erhalten, war derselbe mit zwei als Hohlzylinder ausgebildeten Schwimmkörpern ausgerüstet. Die amerikanische Marineverwaltung hatte mehrere Torpedoboote auf der Flugstrecke verteilt; eins derselben nahm den Flieger auf und brachte das Fahrzeug an das Land.

Auch der Amerikaner Curtiss macht mit seinem Zweidecker Flugversuche über dem Meere. Zu diesem Zwecke hat er seinen Zweidecker an Stelle der Anlaufäder mit zwei bootsförmigen Schwimmkörpern ausgerüstet. Es gelang Curtiss bei ruhiger See sowohl vom Wasser aufzusteigen, wie auch auf demselben niederzugehen. Bei der Fahrt im Wasser erreichte er eine Geschwindigkeit von fast 70 km in der Stunde.

Einen Überlandflug über eine Gesamtentfernung von 700 km führte am 1. Februar der französische Hauptmann Bellanger aus. Bellanger stieg mit einem Blériot-Eindecker mit 50 PS Gnome-Motor um 8 $\frac{1}{2}$ Uhr in Issy-les-Moulineaux bei Paris auf, flog über Etampes bis Blois, wo er um 10 $\frac{1}{2}$ Uhr eine erste Zwischenlandung machte, um Benzin und Öl aufzunehmen. Um 12,20 Uhr stieg er wieder auf und flog über Châtellerault bis Poitiers, wo er zum zweitenmal um 1 $\frac{1}{2}$ Uhr landete, um den Motor nachsehen zu lassen. Um 2,45 Uhr stieg Bellanger wieder auf und erreichte um 5 Uhr das Aerodrom Croix d' Hins bei Bordeaux. Bellanger flog am 2. um 3 Uhr weiter nach Pau und landete nach 1 Std. 55 Min. auf dem Flugplatz, um dort den Blériot-Eindecker für die Fliegerschule der französischen Armee abzuliefern. Die Gesamtflugzeit von Bellanger beträgt nur 5 Std. 21 Min. Es ist dies der längste Überlandflug, der bisher von einem Offizier ausgeführt worden ist. Bemerkenswert ist, daß Bellanger die Flugstrecke nicht kannte und sich allein nach der Karte und dem Kompaß orientierte.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46b. L. 29432. Regelungsvorrichtung für Verbrennungsmaschinen mit Knight-Steuerung. Frederick William Lanchester, Edgbaston, Engl.; Vertr.: R. Deißler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke u. W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A. 14. 1. 10. E. 9. III. 11.

W. 33985. Ventilordnung für Explosionsmotoren. Alfred Weiss, Paris; Vertr. B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A. 22. 1. 10. E. 9. III. 11.

46a. B. 58664. Zweitakt-Explosionskraftmaschine mit im Kolben angeordnetem Überströmventil. Emil Behrend, Frankfurt a. M., Kölnerstr. 66. A. 13. 5. 10. E. 5. 3. 11.

46c. G. 30950. Zündvorrichtung mit Einrichtung zur Erleichterung des Anlassens von Explosionskraftmaschinen. Josef Gawron, Schöneberg b. Berlin, Belzigerstr. 13. A. 4. 2. 10. E. 16. 3. 11.

46c. H. 51332. Konzentrisch zur Ankerachse angeordneter Hochspannungsverteiler an Zündapparaten. Wilhelm Heyer, Eßlingen a. N. 23. 7. 10.

46c. L. 29570. Vorrichtung zum Anlassen von mehrzylindrigen Explosionskraftmaschinen. Luftfahrzeug-Motorenbau G. m. b. H., Bissingen a. Enz. A. 2. 10. E. 16. 3. 11.

46c. U. 4150. Zündspule zur Zündung von Explosionsmotoren. Unionwerk Mea G. m. b. H., elektrotechnische Fabrik, Eisenwerk, Feuerbach-Stuttgart. A. 5. 9. 10. E. 16. 3. 11.

77 h.

R. 29178. Startvorrichtung für Flugapparate. Rheinische Metallwaren- und Maschinenfabrik, Düsseldorf-Derendorf. 1. 9. 09.

R. 30876. Luftschiffanker. David Ruettinger, Metz, Pfälzerstr. A. 21. 5. 10. E. 19. III. 11.

V. 9529. Ballonstoff. Vereinigte Gummiwaren-Fabriken Harburg-Wien vorm. Menier-J. Reithoffer, Harburg a. E. A. 2. 9. 10. E. 12. 3. 11.

C. 17408. Steuerungsvorrichtung für die Bewegungen zweier voneinander unabhängiger Steuer. Compagnie Internationale d'exploitation des appareils mécaniques »Fixator«, Paris; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anwalt, Berlin SW. 48. A. 7. 12. 08. E. 16. III. 11.

L. 30510. Prallschiff-Tragkörper. Luftfahrzeug »System Bloos« G. m. b. H., Berlin. A. 6. 4. 10. E. 16. 3. 11.

W. 32622. Einrichtung an Luftschiffen zur Abgabe optischer Zeichen. Romeo Wankmüller, Berlin, Oldenburgerstraße 35. A. 9. 6. 09. E. 16. 3. 11.

S. 29686. Baumaterial für Luftfahr- und -Flugzeuge. Karl Mich. Seilheimer, Frankfurt a. M., Mainzerlandstr. 160. A. 23. 8. 09. E. 9. 3. 11.

L. 27883. Ballonkörper mit Blechhülle. Laborwerke Albert Wetzels, Stuttgart. A. 4. 7. 08. E. 26. IV. 11.

Z. 6488. Metallhülle für Luftschiffe mit veränderlichem Inhalt. Konstantin Ziolkowsky. Kaluga, Rußland; Vertr.: Dr. L. Gottscho, Pat.-Anwalt, Berlin W 8. A. 26. 10. 09. E. 26. 4. 11.

231266. Zerlegbares Luftschiff. Gustav Schworetzky, Eßlingen a. N. A. 20. 10. 08. Sch. 31202. E. 30. 4. 11.

231365. Prallballonhülle mit Stellen geringerer Widerstandsfähigkeit. Berthold Wassermann, Berlin, Alexandrinenstr. 1 B. A. 29. 9. 09. E. 30. 4. 11.

B. 57098. Zerlegbares starres Luftschiffgerippe aus Stahlrohren. Georg Bissinger, Bruchsal i. Bad. A. 15. 1. 10. E. 30. 4. 11.

E. 16081. Luftschiffanker. Bruno Eggert, Gross-Tabarz i. Thür. A. 3. 8. 10. E. 30. 4. 11.

Auszüge aus Patentschriften.

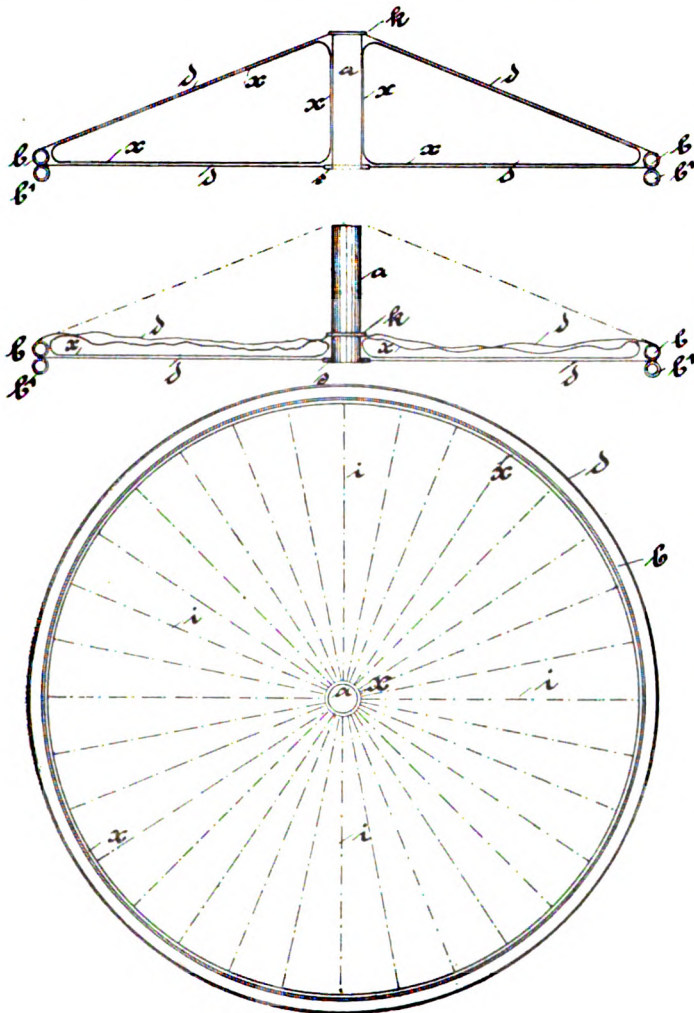
Klasse 77 h.

227005. Flugmaschine mit Wendeflügelrädern, deren Flügel senkrecht zueinander an gemeinsamen Achsen einseitig angeordnet sind. A. Helpertz, C. Kadletz, G. Schlöszer, Holthausen. — Die Wendeflügel schwingen um radiale Achsen, während diese sich gleichzeitig um die von dem in einem besonderen Gestell gelagerten Motor angetriebene Hauptwelle drehen. Die Schwingbewegungen der Flügel werden von einer in der hohlen Hauptwelle gelagerten Achse mittels einer mit Flügelarmen in Verbindung stehenden Muffe herbeigeführt. Diese Achse erhält ihre hin und her gehende Bewegung von demselben Motor mittels Zahnräder- und Hebelübersetzung. Die Drehbewegung der Flügel kann gegenüber ihrer Schwingbewegung durch Verschieben des Motors zeitlich verlegt werden, so daß mehr Auftrieb oder mehr Vortrieb von den Wendeflügeln erzeugt wird.

226930. Vorrichtung zur Verminderung des Auftriebes von Luftschiffen. U. Lübbert. — Die Brennstoffbehälter sollen so starkwandig ausgebildet werden, daß sie nach Abgabe ihres flüssigen Inhaltes zur Aufnahme von Preßluft verwendet werden können, die die Bestimmung hat, den Ballastausfall des verbrauchten Brennstoffes zu decken. Die Behälter werden gruppenweise angeordnet; die Kompressionswärme wird durch Kühleisbecken auf den Verbindungsrohren abgeleitet.

227152. Rohre für Luftfahrzeuggerüste. C. Edler von Radinger, Kiel und Dr. R. Wagner, Stettin. — Die Rohre werden aus einer Anzahl Papierlagen mit dazwischen liegenden Lagen von Gewebestoffen hoher Zerreißfestigkeit hergestellt. Die Papierlagen werden spiralförmig und in entgegengesetztem Sinn gewickelt. Die festen Zwischenlagen können aus Mullergaze, Seiden- oder Leinwandgewebe, Fäden aus tierischer Substanz wie Darmsaiten oder aus Drahteinlagen hochwertiger Stahllarten bestehen. Die Zahl der Längsfäden kann in der Längsrichtung des Rohres kleiner sein als in der Umfangsrichtung und eventuell gleich Null sein. Diese Rohre sollen zugleich als Gasvorratsbehälter dienen können.

227153. Luftschiff, dessen Tragkörper durch einen Ring versteift wird. C. G. Rodeck, Pansdorf bei Lübeck. Die im Grundriß kreisförmige Gashülle wird außen durch einen Ring oder zwei Ringe b, b^1 versteift. Von dem Ring führen radial nach einem in der Mitte der Gashülle angeordneten Rohr a zu den Flanschen s, k



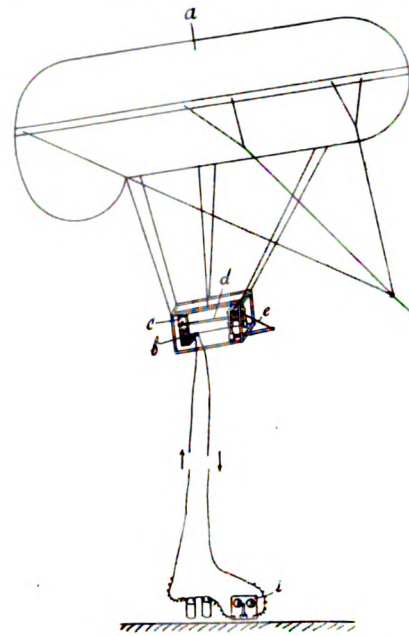
Zu Nr. 227153.

Spannseile d . Zwischen dem oberen und unteren System der Spannseile befindet sich die Gashülle x . Beim Auslassen des Gases gleitet der obere Flansch k auf dem Rohr a herab, so daß die Gashülle flach auf dem Boden liegt und dem Wind keine nennenswerte Fläche bietet. Auf dem unteren festen Flansch s ruht dabei das Rohr a .

227156. Vorrichtung zum Anzeigen der oberen Nebel- oder Wolkengrenze mittels Fesselballon oder Drachen. S. Saul, Gummiwarenfabrik, Aachen. Durch einen Fesselballon oder Drachen a wird ein Gestell mit einem Feuchtigkeitsmesser e getragen. Durch diesen wird ein Kontaktehebel d betätigt, welcher über einer Kontaktvorrichtung b, c gleitet. Befindet sich das Haarbündel e des Hygrometers über der Wolkenschicht wieder in trockener Luft, so schließt es beim Zusammenziehen den Kontakt e ,

wodurch ein auf dem Erdboden befindlicher elektrischer Wecker i eingeschaltet wird.

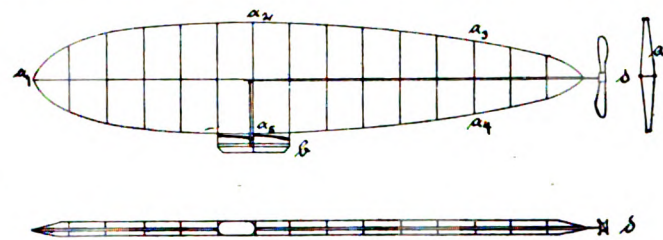
Nach dem Zusatzpatent 227157 wird die Einrichtung dahin verbessert, daß über dem Fesselballon durch einen Stab oder einen be-



Zu Nr. 227156.

sonderen Ballon getragen, elektrische Lampen angebracht werden. Hierdurch sollen Luftfahrzeugen, welche sich über der Nebel- oder Wolkenschicht befinden, Signale übermittelt werden.

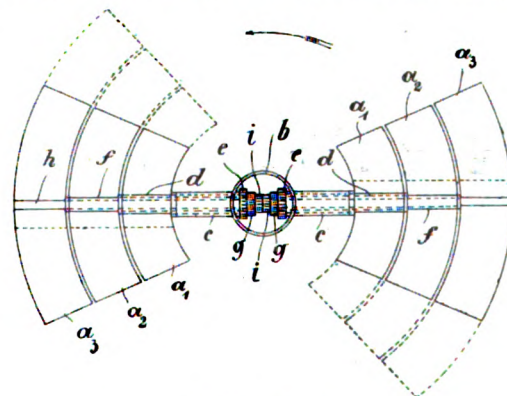
227245. Luftschiff, dessen Tragkörper durch einen Rahmen versteift ist. Fritz A. Gettmann, Saarbrücken II. Die Ballonhülle wird durch einen senkrechtstehenden Rahmen a^1 bis a^5



Zu Nr. 227245.

versteift. Dieser Rahmen hat demnach die Umrisse des Ballons. Im Querschnitt bildet der Rahmen, welcher aus Holz, Papiermaché oder Stahlrohren gebildet wird, einen Rhombus. Die Gondel b ist fest mit dem Rahmen verbunden. Statt eines Ballons können auch zwei im Querschnitt halbkreisförmige Ballons zu beiden Seiten des Rahmens befestigt werden.

227769. Luftschraube, deren Blätter durch konzentrisch liegende Teile geteilt sind, deren Neigung für

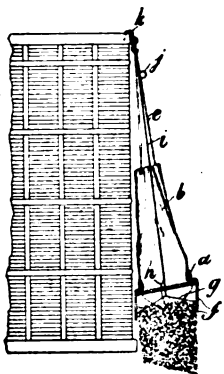


Zu Nr. 227769.

sich einstellbar ist. Albert Hirth, Cannstatt. Jeder Flügel besteht aus 3 Teilen a^1 bis a^3 , deren Achsen h, f, d ineinandergesteckt sind und durch die Zahnräder e, i eingestellt werden können.

227 246. Linsenförmiges Luftschiff, bei welchem in Höhe der Linsenkante zu beiden Seiten Schrauben, vorn ein Höhensteuer, hinten ein Seitensteuer und zu beiden Seiten desselben Lagensteuer angebracht sind. Ernst Bucher, Heidelberg.

227 779. (Kl. 12i.) Verfahren zur Darstellung wasserfreier Hydrosulfite durch Entwässerung der kristallwasserhaltigen Salze mittels Natrium-Alkoholat. Gesellschaft für chemische Industrie in Basel.

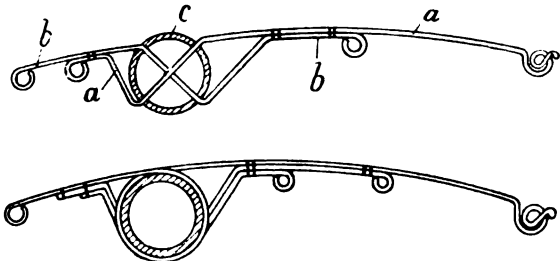


Zu Nr. 228 075.

228 075. Ballastsack mit Klappboden. Enno Neubert, Frankfurt a. M. Der Ballastsack *b* enthält unter einen festen Rahmen *a* mit Klappen *f*. Diese können durch die Seile *i, g* geöffnet und geschlossen werden. Am Seil *i* ist oben ein Ring *j* angebracht, durch welchen das Seil *i* an dem Haken *k* angehakt werden kann. Dieser Haken *k* trägt mittels der Seile *e* den Sack und dient zur Befestigung am Ballonkorb.

228 276. Ballonstoff, bei welchem zur Erhöhung der Zerreißfestigkeit in die Kette allein oder in Schuß und Kette besondere festere Fäden eingewebt werden. Julius Rund und Max Sandon, Frankfurt a. M.

229 177. Flügel für Flugzeuge mit Rippen aus mehreren übereinanderliegenden Stahldrähten. Siemens-Schuckertwerke G. m. b. H., Berlin. Mehrere Drähte *a, b* von verschiedener Länge

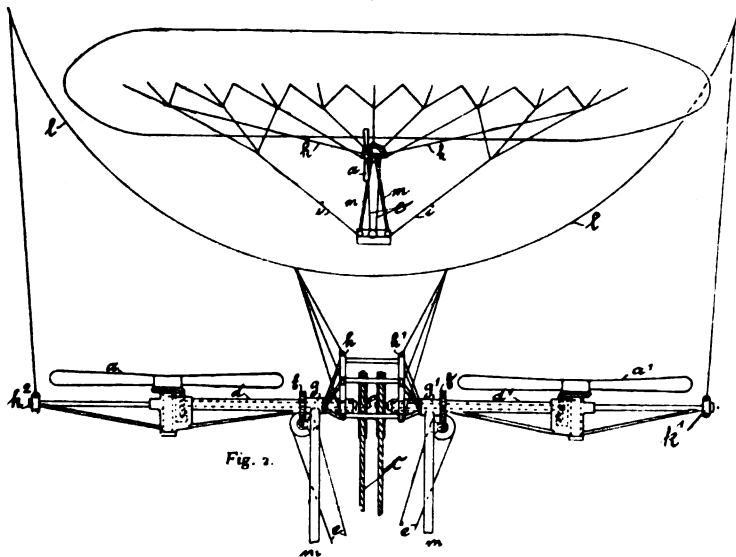


Zu Nr. 229 177.

bilden die Rippen. Die Drähte sind entweder durch den Holm *c* hindurchgesteckt oder um denselben herumgelegt.

229 236. Luftschiff mit verstellbarer Gondel und verstellbaren Schrauben. Gustav Staben, Schmargendorf. Die Gondel, welche durch die Seile *i* direkt mit dem Ballon verbunden

Fig. 1.

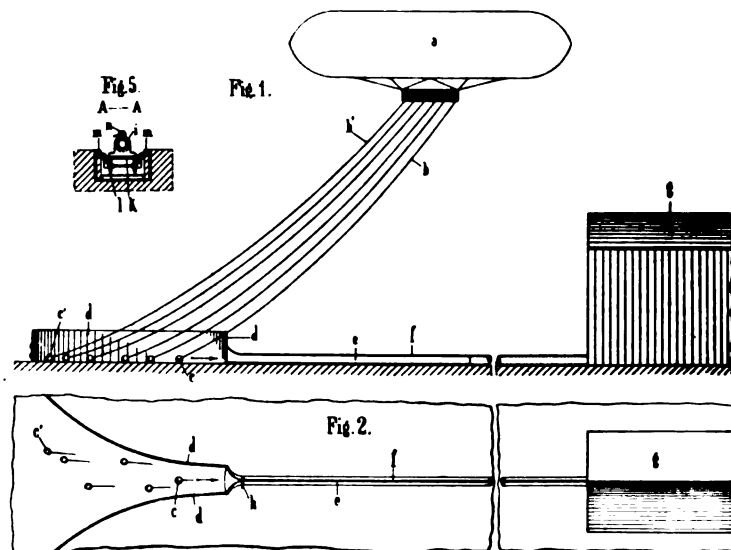


Zu 229 236.

ist, während die Seile *k* ein Gerüst über den Gondeln mit den beiden Schrauben *a, a'* tragen, kann um die Achse dieses Gerüstes schwingen. Um die gleiche Achse lassen sich die Führungshülsen *d, d'*, durch welche die Antriebswellen der beiden Schrauben *a, a'* geführt sind, mittels

Schraubenrädern *f* und Seilzug *e* drehen. Die Kraftübertragung vom Motor nach den Antriebswellen erfolgt durch Seile *c*. Die Gondel ist mit dem Gerüst für die Schrauben durch einen Rahmen *m* verbunden.

229 314. Anker- und Landevorrichtung für lenkbare Luftschiffe. Max Jucho, Hamm i. W. Auf dem Boden der Ballonhalle *g* ist durch das Tor hindurch bis auf eine größere Entfernung vor der Halle eine Führung *e f* für die Haltetaue *b, b'* befestigt, die an ihrem Ende *d* gabelförmig ausläuft. Die Führung *e* kann auch als Rohr mit einem oberen Schlitz *f* für die Haltetaue *b* ausgeführt werden.

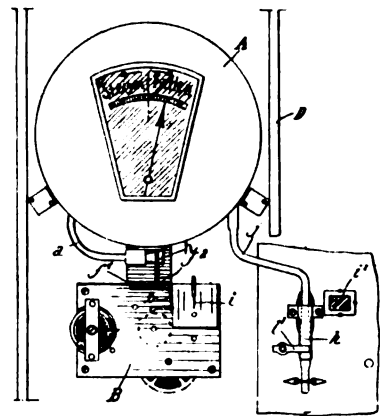


Zu Nr. 229 314.

Die Haltetaue sollen am Ende mit Kugeln *c, c'* versehen werden, welche in der rohrförmigen Führung gleiten. Nach einer zweiten Ausführungsform (Fig. 5) wird die rohrförmige Führung *i* auf einem Wagen *k* eingebaut. Dieser Wagen läuft auf Schienen *l*, die in einem Kanal bis in das Innere der Halle *g* führen.

229 503. Atmungsvorrichtung für Luftschiffahrt. Jakob Ackermann, Darmstadt. Die Atmungsvorrichtung besteht aus einer Luftpumpe, welche durch ein Uhrwerk getrieben wird und Luft in einen Behälter drückt. Die ganze Vorrichtung wird auf dem Rücken getragen. Durch einen Schlauch wird die verdichtete Luft aus dem Behälter in die taucherhelmartige Kopfbedeckung gedrückt. Die ausgeatmete und die überflüssige Luft tritt durch einen Schlauch mit Abzugsventil ins Freie.

229 504. Statoskop. Eugen Auguste Theophile Hue, Paris. Der Luftraum des Statoskops *A* ist durch einen Schlauch *a* mit einer Absperrvorrichtung verbunden. Diese Vorrichtung besteht aus einem Uhrwerk *B*, welches mittels eines Hebels *b* einen an einem Schieber *f* sitzenden Pfropfen *k* hin- und herbewegt, so daß in gleichmäßigen



Zu Nr. 229 504.

Zeitabständen eine Verbindung des Luftraumes im Statoskop mit der Außenluft hergestellt wird. Statoskop *A* und Uhrwerk *B* sind in einem Kasten *D* untergebracht. Der Deckel des Kastens hat ein Fenster *i, l*, um durch dasselbe mittels des Zeigers *i* kontrollieren zu können, ob sich die Verschlussvorrichtung am Schlauch *a* in Tätigkeit befindet. Bei *j* ist noch ein zweiter Schlauch angebracht, durch welchen mittels der Klemmvorrichtung *k, l* der Luftraum im Statoskop von Hand geöffnet und geschlossen werden kann.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUR	DR. S. FINSTERWALDER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small>	DR. N. JOUKOWSKY <small>PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU</small>	DR.-ING. H. REISSNER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN</small>
DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN</small>	DR. C. RUNGE <small>PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small>
DR. R. EMDEN <small>PROFESSOR AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small>	E. JOSSE <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER <small>PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG</small>

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

25. Februar 1911.

Heft 4.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umlauf von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge. Von A. Wagener in Danzig. (Fortsetzung aus Heft 3.) S. 41.
Berechnung von Luftschrauben. Von Dr. Ing. Schuster. S. 44.
Erwiderung. Von Dr. Ing. F. Bendemann. S. 45.

Der Flug ohne Motor. Vortrag gehalten im Wissenschaftlichen Centralverein am 12. November 1910. Von Baumeister Gustav Lilienthal. S. 46.
Militärluftschiffahrt. S. 51. — Militärflugwesen. S. 51.
Ausstellungsberichte. S. 51. — Sportl. Nachrichten. S. 51. — Patentschau. S. 59.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Rezerate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge.

Von A. Wagener in Danzig.

(Fortsetzung aus Heft 3.)

Die Gleichungen 25 und 29 bestimmen die Abhängigkeit zweier wichtigen Größen, nämlich des Rauminhaltes V der Druckleitung und des auf ein Arbeitsspiel zu beziehenden Kolbenhubraumes V_1 der Ladepumpe, von der Gesamtluftmenge Q_s , und wie diese nach einem geforderten Wert L_w annähernd berechnet werden kann, ist im Abschnitt I besprochen worden. Ist demgemäß im konkreten Falle Q_s als gegeben anzusehen, so bleibt noch betreffs der in den Gleichungen 21 bis 25 dargestellten Beziehungen zu beachten, wie sich V mit den Größen T_0 , p_0 , p_1 und p_2 ändert. Die Veränderlichkeit von T_0 und p_0 erweist sich als wenig einflußreich, da deren Werte, wie aus dem Folgenden hervorgehen wird, nur zwischen sehr nahen Grenzen schwanken; vorläufig möge näherungsweise $T_0 = 330$, $p_0 = p_a - 0,1$ und $p_a = 1$, also $p_0 = 0,9$ angesetzt werden, wonach nur noch p_1 und p_2 als veränderlich zu betrachten sind. Man sieht nun sofort, daß für einen bestimmten Wert von p_1 der indizierte Leistungsbedarf L_p der Ladepumpe desto geringer wird, je kleiner man p_2 und damit auch p_a wählt, während für einen bestimmten Wert von p_2 eine Abnahme von p_1 , also eine Zunahme von p_a erfolgen muß, wenn L_p vermindert werden soll. In der Regel wird es sich empfehlen, p_1 zunächst möglichst klein anzusetzen, schon aus dem Grunde, weil damit einer beachtenswerten, später zu erörternden Forderung hinsichtlich der Regelmäßigkeit

des Arbeitsvorganges in besonders einfacher Weise entsprochen werden kann. Es möge daher p_1 nur wenig größer als der im Zylinder herrschende Gegendruck p_a , etwa $p_1 = p_a + p$ mit $p = 0,05$ bis $0,1$ gesetzt werden, so daß man mit $p_a = 1,1$ — s. Abschnitt I — $p_1 = 1,15$ bis $1,2$ erhält. Danach bleibt p_2 als einzige unabhängige Veränderliche übrig. Aus wirtschaftlichen Gründen ist für p_2 ein bestimmter Wert zu verlangen, der aber eine obere Grenze $p_2 = 1,6$ in der Regel nicht überschreiten dürfte; näheres darüber wird sich aus Abschnitt III ergeben. Wie sich unter diesen Umständen der Rauminhalt V mit p_2 ändert, kann nach den angegebenen Gleichungen ermittelt und graphisch dargestellt werden; man erhält einen Linienzug der in Fig. 11 veranschaulichten Art, wobei das Verhältnis $V : Q_s$ als Funktion von p_a erscheint. Die Kurve kommt innerhalb der zu beachtenden Grenzen einer gleichseitigen Hyperbel sehr nahe und kann jedenfalls für überschlägliche Ermittlungen durch eine solche ersetzt werden.

Aus Gleichung 29 und aus dem Diagramm Fig. 10 ist zu erkennen, daß sich bei Zu- und Abnahme von p_a innerhalb der erwähnten Grenzwerte von p_2 das Hubvolumen V_1 nur sehr wenig ändert. Um beispielsweise einen Zahlenwert für V_1 zu berechnen, der sich unter durchschnittlichen Verhältnissen ergeben mag, sei $p_a = 1,4$ und $y = 0,05$ gesetzt. Mit den früher bereits näherungsweise gewählten Werten $p_0 = 0,9$ und $T_0 = 330$ läßt sich T_a — vgl. Gleichung 20 — aus $T_a = T_0 \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{0,29}$ berechnen, und es ergibt sich nach Gleichung 29: $V_1 = 1,09 Q_s$. Ferner erhält man bei Einführung der im

Abschnitt I angesetzten Werte — s. Gleichung 8 und 9 — rund $v_A = 1$, also $V_n = Q_n$ und $Q_n = 1,2 Q_n = 1,2 V_n$, woraus $V_1 = 1,3 V_n$ folgt. Das würde aber, da auf jeden Fall V_1 beträchtlich kleiner als V_n ist, bei der gewöhnlichen Art, das Kurbelgehäuse als Ladepumpe zu benutzen, nicht einmal entfernt mehr erreicht werden; überdies wären dafür $\gamma = 0,05$ und $T_0 = 330$ sicherlich zu niedrig gewählt, so daß man in Wirklichkeit noch einen höheren Wert von V_1 erhalten würde.

Der Druckunterschied $p_3 - p_2$ läßt sich auf ein ganz geringes und oft auch ohne Bedenken zu vernachlässigendes Maß einschränken, wenn man sorgfältig durchgebildete Ventile von sehr geringem Gewicht verwendet, z. B. Guterthumsche Federklappen oder Ringplatten aus dünnem Stahlblech, und die Durchgangsverschnitte so reichlich bemißt, daß die Windgeschwindigkeit im Ventil 30–35 [m sk.⁻¹] nicht übersteigt. Gewöhnliche Teller-ventile werden wahrscheinlich immer einen merklich

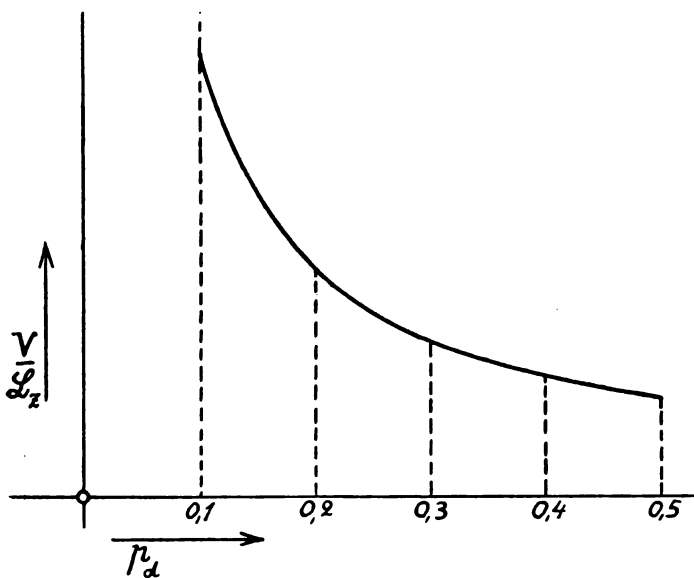


Fig. 11.

größeren Widerstand verursachen, aber auch bei deren Verwendung dürften Druckunterschiede von mehr als 0,15 [at] wohl zu vermeiden sein. Man sieht also, daß jedenfalls für die Vorermittlung der Wert von p_3 , sobald der von p_2 feststeht, durch eine genügend angenäherte Schätzung bestimmt werden kann. Ähnliche Erwägungen führen dahin, daß man bei ersten Entwürfen etwa $p_0 = p_a - 0,15$ bis $p_a - 0,1$ wird ansetzen dürfen, ohne beträchtliche Fehler befürchten zu müssen.

Betreffs des Druckes p_a der atmosphärischen Luft sei fürs erste angenommen, daß der Mittelwert des Ortes gewählt werde, an dem man die ausgeführte Maschine auf dem Probierstand einlaufen lassen und untersuchen wird. Nun ist ja zu beachten, daß p_a und auch die Luftdichte bei Zunahme der Höhe nicht unbeträchtlich abnehmen, was eine Verminderung des Lieferungsgrades der Pumpe und — ebenso wie beim Viertakt — der Leistungsfähigkeit der Maschine zur Folge hat. Diesem Nachteil kann beim Zweitakt durch besondere Mittel entgegengearbeitet werden, deren Anwendung sich mit dem Viertaktverfahren weit weniger in Einklang bringen läßt, doch möge die Erörterung derartiger Sonderfragen einer späteren Gelegenheit vorbehalten bleiben. Bei jeder der beiden Maschinen ist eine Berücksichtigung des erwähnten Zusammenhanges in der Weise möglich, daß man die Abmessungen nach der für mittlere Flughöhen zu fordernden Leistungsfähigkeit wählt; in geringen

Höhen ist dann mit einem entsprechend größeren Wert von Q_n zu rechnen und praktisch werden danach ernste Bedenken gegen die vorher genannte Annahme wohl nicht zu erheben sein.

Endlich sei in bezug auf die Bewertung der Temperatur T_0 an folgenden Zusammenhang erinnert. Da die Verdichtung nur sehr angenähert adiabatisch verläuft, so wird bei jedem Verdichtungshube ein gewisser Betrag Q der Verdichtungswärme durch die Zylinder- und Deckelwände aufgenommen, und davon geht ein Teil $q < Q$ während des jeweilig folgenden Saughubes rückwärts an die einströmende Luft über. Das bedingt innerhalb eines bestimmten Zeitabschnittes nach dem Anlassen der Maschine eine allmähliche Steigerung der Temperaturen T_0 und T_3 , daher auch der mittleren Temperatur T_{wi} der inneren Wandschichten und ebenso der mittleren Temperatur T_{wa} der äußeren, von der Außenluft benetzten Wandschichten. Schließlich kommt annähernd ein beständiger Wärmestrom zustande, sobald nämlich T_{wa} so hoch gestiegen ist, daß der Temperaturunterschied $T_{wa} - T_a$ gerade ausreicht, um eine gleich große Wärmemenge, wie sie als Durchschnittswert auf irgendeine Zeit τ bezogen von den inneren Wandschichten endgültig aufgenommen wird, seitens der äußeren Wandschichten in ebenso langer Zeit an die Außenluft übergehen zu lassen. Dann ist ein Beharrungszustand mit $T_{wa} = \text{konst.}$ erreicht. Die Temperaturen T_{wi} und T_0 stehen aber untereinander und beide zu T_{wa} in bestimmten Beziehungen, und es wird, wenigstens sehr angenähert, auch $T_{wi} = \text{konst.}$ und $T_0 = \text{konst.}$ Nach Untersuchungen des Verfassers haben sich bei großen Ladepumpen Werte von T_0 zwischen 340 und 360 ergeben, und der vorher genannte Wert $T_0 = 330$ ist danach unter dem hinsichtlich der Übertragbarkeit zu machenden Vorbehalt schätzungsweise angenommen worden. Dabei wurde in Betracht gezogen, daß bei Luftfahrzeugen wohl durchweg auf eine merklich wirksamere Kühlung der Ladepumpe wird gerechnet werden dürfen als in ortsfesten Betrieben. Die bei einem beständigen Wärmestrom einen Querschnitt F in der Zeiteinheit durchfließende Wärmemenge Q kann bekanntlich durch folgende Gleichung näherungsweise dargestellt werden

$$Q = \psi_a F \vartheta \quad \dots \dots (30),$$

worin ψ_a die Übergangsvorzahl, und zwar hier für den Übergang zwischen den äußeren Wandschichten und der Außenluft, und ϑ die Temperaturdifferenz bedeutet, so daß nach dem vorher Gesagten $\vartheta = T_{wa} - T_a$ zu setzen ist. Der Wert von ψ_a wächst aber allgemein rasch bei Zunahme der Geschwindigkeit, mit der das Kühlmittel, also hier die Außenluft, an den äußeren Wandschichten vorbeizieht.

Auf Grund der vorher zusammengestellten Beziehungen und schätzungsweise angenommenen Werte lassen sich aller Voraussicht nach V und V_1 so weit vorherbestimmen, daß man die günstigsten Verhältnisse nicht gar zu sehr verfehlt. Sobald dann eine nach dem ersten Entwurf ausgeführte Maschine auf dem Probierstand in Betrieb genommen werden kann, hat man sich vor allen Dingen durch eingehende Untersuchungen darüber zu vergewissern, welche Werte statt der vorher geschätzten wirklich erhalten werden. An der Ladepumpe und am Sammelraum muß man dabei Indikatordiagramme entnehmen, und dieser Umstand mag angesichts der hohen Umlaufzahlen, mit denen die Fahrzeugmaschinen zu betreiben sind, manchem Fachgenossen bedenklich erscheinen.

Mit der Benutzung optischer Indikatoren vermögen sich viele auf dem Gebiet des maschinentechnischen Unter-

suchungswesens bewanderte Ingenieure noch nicht recht zu befreunden. In Maschinenlaboratorien sind solche Instrumente verschiedentlich mit gutem Erfolge benutzt worden, ob sie aber den weitgehenden Ansprüchen in bezug auf Einfachheit und Arbeitswilligkeit gewachsen sind, wie sie an maschinentechnische Untersuchungsmittel in den Probierstationen der Praxis gestellt werden müssen, erscheint doch fraglich. Andererseits kommen sie nicht gerade allein in Betracht, wie das vielfach geglaubt zu werden scheint, sondern es erweisen sich in manchen Fällen auch kleine Modelle von Kolbenindikatoren als ausreichend brauchbar, sofern man diese nur mit Triebwerken von besonders geringem Gewicht versieht, wie sie von den Erbauern auf Verlangen geliefert werden. Die Verwendung von Duralumin zur Herstellung der Schreibzeuge dürfte sehr erwägenswert sein, und man könnte auch daran denken, statt der jetzt allgemein üblichen Schreibzeug-Übersetzung von 1:6 wieder eine solche von 1:4 zu wählen, um eine weitere Einschränkung der reduzierten Maße zu ermöglichen. Die hinsichtlich des Trommelantriebes bestehenden Schwierigkeiten lassen sich dadurch, daß man Kurbelwegdiagramme nimmt, vollständig vermeiden. Diese müssen allerdings zur Ermittlung der indizierten Leistung in Kolbenwegdiagramme umgezeichnet werden, was die Auswertung umständlich macht, doch erscheint der hierdurch bedingte Mehraufwand an Zeit und Mühe gewöhnlich beim ersten Blick weit größer, als er in Wirklichkeit ist. Gewisse, ein für allemal zu treffende Vorbereitungen vermögen die Arbeit sehr zu erleichtern. Die durch Umzeichnen erhaltenen Kolbenwegdiagramme sind praktisch vollkommen frei von den Einflüssen der Schnurdehnung, durch die bei direkt indizierten Diagrammen gleicher Art unter ungünstigen Umständen beträchtliche Fehler — 10% und zuweilen noch mehr — verursacht werden können.

Nun muß der Vollständigkeit halber noch der stets aufmerksam zu beachtende Umstand erwähnt werden, daß alle indizierten Drucklinien gegen die wahren Drucklinien eine je nach der Dämpfung verschieden große Phasenverschiebung aufweisen, daß außerdem Widerstände der Trägheit und äußerer Reibung tätig sind und zu alledem nicht selten noch eine relativ beträchtliche Veränderlichkeit des Federmaßstabes hinzukommt; statt des richtigen Bildes vom Verlauf der Druckänderungen liefert die indizierte Linie ein solches, das mehr oder minder verzerrt ist. Soweit es nun gelingt, die zu verwendenden Meßelemente — gewellte Federplatten, ebene oder schwach gewölbte oder hutförmig gestaltete Metallmembrane — so auszuführen, daß die Veränderlichkeit des Federmaßstabes auf ein sehr geringes Maß eingeschränkt wird, wie dies z. B. bei den bekannten doppelgängigen Schraubenfedern recht zuverlässig zu erreichen ist, lassen sich optische Indikatoren relativ leicht mit derartigen Getrieben ausstatten, daß nur geringfügige Verzerrungen entstehen und die indizierte Linie ohne nennenswerte Fehler als wahre Drucklinie hingenommen werden darf. Dieses Ergebnis bedeutet ohne Zweifel einen sehr wertvollen Vorteil, aber ob es im konkreten Falle tatsächlich erzielt ist, läßt sich bei der Eigenart der vorher erwähnten Meßelemente und der damit zu verbindenden feinen, leicht verletzbaren Getriebe nur durch höchst sorgsame und umständliche Untersuchungen nachweisen, zu denen man sich in den Probierstationen der Praxis, wenn überhaupt, nur ganz ausnahmsweise und widerwillig verstehen wird. Sehr viel leichter sind die Kolbenindikatoren einer verlässlichen Feststellung ihres statischen und dynamischen Verhaltens zugänglich, und das spricht wieder entschieden zu ihren Gunsten, da mit Hilfe der ermittelten Werte die

indizierten Diagramme berichtigt¹⁾ werden können. Zwar ist eine vollständige Berichtigung mühselig und zeitraubend, wenn an die Genauigkeit der Arbeit die höchsten Ansprüche gestellt werden, doch handelt es sich in der Regel nur um die Erlangung praktisch ausreichender Ergebnisse, wofür insgesamt, wie bald zu erkennen ist, nicht sehr viele Diagramme und in diesen gewöhnlich nur relativ kurze Linienstücke berichtigt zu werden brauchen. Falls man sich dieser immerhin erträglichen Mühe unterzieht, wird man sehr schnell mit den Eigenschaften des benutzten Indikators so vertraut, daß man in der Folge grobe Verzerrungen des Diagramms meist sofort erkennt und oft schon durch eine schätzungsweise vorgenommene Berichtigung der wahren Drucklinie ganz nahekommt. Allgemein ist hinsichtlich des Indikators zu fordern, daß die Eigenschwingung des benutzten, aus Kolben, Meßfeder und Schreibzeug bestehenden Getriebes eine beträchtlich höhere Frequenz habe als das Kolbenspiel des untersuchten Zylinders. Diese Bedingung ist jedenfalls bei 1500 minutlichen Umläufen der Maschine noch in auskömmlichem Maße erfüllbar. Ein kurzer Überblick über die zur Beurteilung dieser Verhältnisse hauptsächlich beachtenswerten Punkte ist an anderer Stelle gegeben worden, und zwar in bezug auf Geschwindigkeitsmesser²⁾; das dort Gesagte läßt sich grundsätzlich auch auf Indikatoren anwenden. Nun wurde vorher bemerkt, daß zur Ermittlung der indizierten Leistung die Kurbelwegdiagramme in Kolbenwegdiagramme umgezeichnet werden müssen. Dabei war vorausgesetzt, die Ausmessung der Diagrammfläche solle mit Hilfe des Polarplanimeters erfolgen, was ja meistens auch wegen der Einfachheit, Schnelligkeit und Genauigkeit, mit der sich bei Anwendung dieses Meßgerätes arbeiten läßt, erwünscht sein wird. In solchen Fällen jedoch, wo es sich nur um überschlägliche Ermittlungen handelt, für die nicht gerade die höchst erreichbare Genauigkeit gefordert zu werden braucht, kann die Diagrammfläche auch in anderer Weise und dann ohne vorher durchgeführte Umzeichnung ausgemessen werden. Es dürfte sich aber, um ein allzu weites Abschweifen zu vermeiden, wohl empfehlen, der Besprechung des Verfahrens demnächst eine besondere kurze Abhandlung in dieser Zeitschrift zu widmen. Schließlich wird nochmals hervorgehoben werden dürfen, daß die Bestimmung der indizierten Leistung durchaus nicht das einzige beim Indizieren zu erstrebende Ziel darstellt. Und für alle anderen Ermittlungen sind Kurbelweg- und Zeitdiagramme den Kolbenwegdiagrammen entschieden überlegen; sie kommen bei der Untersuchung schnelllaufender Maschinen auf jeden Fall vornehmlich in Betracht, auch dann, wenn optische Indikatoren benutzt werden.

Für die hier zu betrachtenden Untersuchungen ist außer einem brauchbaren Indikator vor allem noch eine Einrichtung erforderlich, mit der die von der Pumpe geförderte Luftmenge eines Arbeitsspiels gemessen werden kann. Geeignete Hilfsmittel dieser Art sind zur Genüge bekannt und auch für jeden Probierstand, auf dessen Ausstattung einige Sorgfalt verwendet wird, leicht zu beschaffen.

Die gesuchten Werte findet man mit Hilfe der bereits angegebenen Gleichungen. Aus dem Diagramm z. B., das auf einer im Beharrungszustande arbeitenden Ladepumpe indiziert wurde, ergeben sich die Werte von p_0 und p_3 , während $V_0 = V_i + V_3$ bestimmt ist, sobald man

¹⁾ Ausführliche Angaben über die Berichtigung indizierter Diagramme finden sich in A. Gramberg, Technische Messungen, 2. Auflage; Berlin, Julius Springer, 1910.

²⁾ Über Geschwindigkeitsmesser und deren Prüfung. Z. d. V. D. I. 1909.

l_3 in bekannter Weise ausgemessen hat. Es möge nun etwa mit Hilfe einer Gasglocke Q_1 als Fördermenge für ein Arbeitsspiel ermittelt worden sein. Wenn man dann in Gleichung 26 Q_1 an die Stelle von Q_2 treten läßt und $T_3 = T_0 \left(\frac{p_3}{p_0} \right)^{0,29}$ setzt, so läßt sich T_0 berechnen, da alle übrigen Größen bekannt sind.

Man kann sich die Ladepumpe vom Einlaßventil so weit entfernt denken, daß der erforderliche Rauminhalt V auch ohne Zwischenschaltung eines Behälters der in Fig. 9 gezeichneten Art erreicht wird, also die Druckleitung lediglich aus einem gewöhnlichen Druckrohr von relativ kleinem Querschnitt besteht, wie er mit Rücksicht auf die Vermeidung unzulässig hoher Windgeschwindigkeiten ausreicht. Dann ergeben sich für das Ausspülen und Laden äußerst ungünstige Verhältnisse, da beim Öffnen des Ventils zuerst nur in dessen nächster Nähe ein Druckabfall eintritt und nach den entfernteren Teilen des Druckrohres sich fortpflanzend in diesem Luftschwingungen erregt, die je nach ihrer Heftigkeit den Verlauf des Ausfließens von Luft mehr oder minder beträchtlich stören. Es empfiehlt sich daher unter allen Umständen, die Druckleitung so auszugestalten, daß sie dieser ungünstigsten Anordnung möglichst fern bleibt, also einen möglichst großen Anteil des erforderlichen Rauminhaltes V in einem weiten Behälter unterzubringen und diesen einerseits mit dem Ventil, andererseits mit der Ladepumpe durch ganz kurze Rohrstutzen zu verbinden, oder gar diesen Behälter am Zylinderkopf so anzuordnen, daß er das Ventil in ähnlicher Weise umgibt, wie etwa der Sammelraum die Einlaßöffnungen bei der Maschine von Oechelhaeuser und Junkers. Je besser es gelingt, die Gesamtluftmenge Q_1 in unmittelbarer Nähe des Einlaßorganes aufzuspeichern, desto weniger weicht der Vorgang des Ausfließens von einem solchen ab, wie er sich unter beständigem Druck- und Temperatenausgleich vollziehen würde, desto mehr also nähert sich die Annahme einer Umkehrbarkeit der mit dem Ausfließen einhergehenden Zustandsänderung dem Tatbestande.

Für erste Ausführungen wird es zweckmäßig sein, den Kolbenhubraum V_1 der Ladepumpe etwas größer zu bemessen, als sich nach der vorher besprochenen Berechnung ergibt, und Vorkehrung zu treffen, daß sich die Fördermenge verringern läßt, falls sie sich bei der Erprobung der Maschine als zu reichlich erweisen sollte. Dazu verbindet man etwa Saug- und Druckraum des Ventilgehäuses durch eine Rücklaufleitung, in die ein verstellbares Drosselorgan eingeschaltet wird. Besser noch dürfte es sein, dafür zu sorgen, daß der schädliche Raum nach Erfordernis vergrößert werden kann, was auf verschiedene Weise so einfach zu erreichen ist, daß hier darauf nicht weiter eingegangen zu werden braucht.

(Fortsetzung folgt.)

Berechnung von Luftschrauben.

Von Dr.-Ing. Schuster.

Obwohl bereits eine geraume Zeit seit der ersten Veröffentlichung des Aufsatzes von Dr.-Ing. F. Bendemann über »die Versuchsanlage für Luftschraubenuntersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie« (vgl. Heft 14 dieser Zeitschrift vom 30. Juli 1910) verstrichen ist, möchte ich doch noch auf einen Fehler in der Ableitung der den Schraubenuntersuchungen zugrunde gelegten Formeln aufmerksam machen. Ich halte diesen Hinweis für erforderlich, da bei dem großen

Interesse für alle die Luftschiffahrt betreffenden Fragen und der großen auch in Fachkreisen herrschenden Unsicherheit bei Beurteilung und Berechnung von Luftschrauben ein Fehler in so grundlegenden Darstellungen leicht viele Köpfe verwirren kann.

Es handelt sich um die auf Seite 179 gegebene Berechnung der Luftgeschwindigkeit innerhalb der Schraube und in dem von der Schraube erzeugten Luftstrom. Der Verfasser kommt auf Grund rein theoretischer Betrachtung zu dem Resultat, daß die Luft in der Schraubenebene erst die Hälfte der schließlichen Geschwindigkeit erreiche und sich dann vermöge des ihr erteilten Überdruckes noch weiter beschleunige.

Schon der Umstand, daß nach dieser Darstellung zur Erklärung des Rechnungsergebnisses die Annahme der Zusammendrückbarkeit der Flüssigkeit erforderlich ist, — so daß diese Rechnung z. B. für Wasser nicht zutreffend ist, — während doch der Ansatz ganz allgemein ohne die Voraussetzung der Zusammendrückbarkeit gemacht ist, läßt die Rechnung als unrichtig erscheinen.

Das Fehlerhafte ergibt sich aber klar bei näherer Betrachtung des Ansatzes.

Hier wird die von der Schraube zur Bewegung der Luftmassen aufgewendete Leistung einmal berechnet zu:

$$I) L = Q \frac{v^2}{2}, \text{ wobei ist } Q = F v \gamma / g = m_o, \text{ wenn } m_o \text{ die}$$

Masse pro Sekunde bezeichnen soll,

$$\text{also } L = m_o \frac{v^2}{2}$$

Dann wird angesetzt:

II. $L = P \cdot w$, wobei nach den Regeln der Mechanik sein muß $P = m \cdot p$, und m die Masse unabhängig von der Zeit bedeutet (p = Beschleunigung).

Aus beiden Gleichungen wird gefolgert:

$$\text{III) } \frac{m_o v^2}{2} = m \cdot p \cdot w \text{ und, da } P = m_o v, \text{ gewonnen } \frac{v}{2} = w.$$

Dieses Ergebnis $w = v/2$ gilt aber, wie durch den allgemeinen Ansatz bedingt ist, ganz allgemein und ohne die Bedingung, daß die hydraulischen Vorgänge sich in einer Schraube abspielen. Es besagt daher ganz allgemein, daß bei vollständiger Umsetzung oder Erzeugung der Energie eines Flüssigkeitsstromes, dem allein die Masse pro Sekunde, **nicht** aber die von der Zeit unabhängige Masse m zu eigen ist, die Geschwindigkeit w der Vorrichtung, an welcher die Kraft P angreift, halb so groß ist, als die Geschwindigkeit v des Flüssigkeitsstromes, eine Tatsache, die von der Turbinentheorie her allgemein bekannt ist (vgl. auch Zeuner, Theorie der Turbinen, 1899, S. 106).

Die Vorstellung aber, daß die Schraube die Luftsäule wie einen festen Körper gegen den Widerstand P vorschiebe, ist durchaus unzutreffend. Die Berechnung der Leistung des Flüssigkeitsstromes kann nur geschehen nach der Formel

$$L = m_o \frac{v^2}{2}.$$

Will man aber, statt diesen bekannten Ausdruck ohne weiteres zu benutzen, ausgehen von dem Ansatz

$$L = P \cdot v = m \cdot p \cdot v,$$

so muß man beachten, daß $dm = m_o dt$ ist, daß man also ausgehen muß von der Größe

$$dL = dm \cdot p \cdot v \\ = m_o dt \frac{dv}{dt} \cdot v \text{ und}$$

$$L = \int_0^v m_o \cdot v dv, \text{ daß man also eine}$$

Integration durchführen muß, die ohne weiteres den Faktor $1/2$ einführt, so daß man wieder erhält:

$$L = \frac{m_0 v^2}{2}.$$

Der in den auf obigem Ansatz aufgebauten Formeln auftretende Faktor $1/2$ ist daher zu streichen. An seine Stelle muß ein durch Versuche zu ermittelnder Koeffizient treten.

Denn allerdings wird in der Regel hinter der Schraube eine Einschnürung des Flüssigkeitsstromes auftreten. Diese hat aber ihre wesentliche Ursache in den Strömungsverhältnissen vor der Schraube. Sofern nämlich, wie dies bei Luft der Fall ist, ein Zuströmen nicht nur in der Achsenrichtung, sondern auch seitlich stattfindet, werden radiale Komponenten der Geschwindigkeit auch noch hinter der Schraube auftreten müssen. (Vgl. hierzu die Abhandlung in The Aeronautical Journal, Oktober, 1909, S. 103 u. ff.: Automatic speed control for flying machines.) Der Strahlquerschnitt wird ferner noch abhängen von der Flügeldichte (Verhältnis der Flügelbreite zum -Abstand) nahe am Umfang des Schraubenkreises; insbesondere bei spitzen Flügelformen kann der Schraubenkreis nicht ohne weiteres ausschlaggebend sein.

Einer Abänderung bedarf vor allem die Formel für den Gütegrad ζ . Dieser soll betragen:

$$\zeta = \frac{P}{P'},$$

wobei P die durch Versuche zu messende, P' die nach der aufgestellten Formel zu berechnende Kraft ist.

Es ist

$$P'^3 = 4\mu F_1 L^2,$$

wobei F_1 den Strahlquerschnitt und L die beim Versuche gemessene Leistung bedeutet.

Bei Berechnung von ζ soll nun aber die Formel $P'^3 = 2\mu FL^2$ verwendet werden, wobei F den Schraubenkreis bedeutet.

Die hiernach berechneten Werte von ζ sind also nur dann zutreffend, wenn tatsächlich eine Strahlkontraktion $F_1 = F/2$ eintritt. Da dies aber nach obigen Ausführungen keineswegs der Fall sein muß, so müßte beim Versuche der Strahlquerschnitt gemessen werden, da sonst je nach der Größe der tatsächlichen Kontraktion zu kleine oder zu große Werte für ζ sich ergeben würden.

Erwiderung.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann.

Die Einwendungen des Herrn Dr.-Ing. Schuster kann ich leider nicht gelten lassen. Leider, denn wenn Herr Schuster Recht hätte, so verbesserten sich die Aussichten der Hebeschrauben und der durch Schrauben unmittelbar gehobenen Flugmaschinen (die ohne Anlauf vom Platz aus aufsteigen könnten usw.) im Verhältnis $1 : \sqrt[3]{2}$, also um rd. 26%.

Aber der Ansatz, der jene 2 in die Formel hineinbringt, gilt ganz allgemein und gerade auch für Wasser. Zusammendrückbarkeit der Flüssigkeit ist zur Erklärung unserer Schlußfolgerungen nicht erforderlich, wie Herr Schuster meint; in unserer Begründung ist davon auch gar nicht die Rede.

Um die allgemeine Gültigkeit des strittigen Ansatzes zu erweisen, müssen wir nun schon etwas weiter ausholen. Wir sehen also zunächst von der Schraube ganz ab und wollen einen sehr lehrreichen Fall der Ausströmung von Wasser aus einem Gefäße betrachten, der, wie wir sehen werden, ganz analoge Strömungsverhältnisse und ganz gleiche Formeln liefert, wie die am festen Punkt betriebene Luftschaube.

In nebenstehendem Gefäße (Fig. 1) werde durch dauernden Zufluß ein Überdruck p (bezogen auf das Niveau der Mündungsebene F) aufrecht erhalten. Das einspringende Rohr, dessen scharfer Rand die Mündung F bildet, sei so lang, daß sich das Wasser an der Außenwand überall in Ruhe befindet; es sei aber noch kurz genug, daß der Strahl ohne die Rohrwand zu berühren, ins Freie gelangt. Das alles

läßt sich praktisch mit genügender Vollkommenheit verwirklichen, um die Richtigkeit der folgenden Schlüsse zu prüfen.

F_1 sei der Strahlquerschnitt an der Stelle stärkster Einschnürung, und

v die Geschwindigkeit in F_1 ; es ist, bei reibungsfreier Strömung, die wir hier annehmen:

$$v = \sqrt{2g \frac{p}{\gamma}}.$$

F sei der Mündungsquerschnitt, und

w die mittlere Axialkomponente der Geschwindigkeit in F , so daß

$$Q = \frac{\gamma}{g} F w = \frac{\gamma}{g} F_1 v \text{ die Masse der sekundlich strömenden}$$

Wassermenge.

Nun gelten folgende Beziehungen:

1. Rückstoß des Strahles: $P = Qv$,

2. Sekundliches Arbeitsvermögen: $L = Q \frac{v^2}{2} = P \frac{v}{2}$.

Diese bekannten Ansätze sind gleich denen für den Schraubenstrahl und von Herrn Schuster nicht angefochten. Seine Bemerkungen dazu, die unnötigerweise die »von der

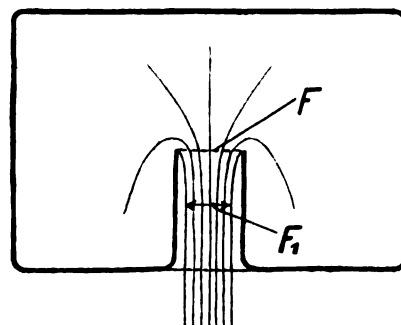


Fig. 1.

Zeit unabhängige Masse« einführen, besagen nichts neues. Nun kommt ein dritter Ansatz hinzu, der, wie sich zeigen wird, dem strittigen Punkt entspricht.

Auf die Gefäßwände wirkt überall der Druck p ; nur an der Mündungsfläche F ist er aufgehoben. In der Ebene F selbst herrscht zwar noch ein gewisser Überdruck; gehen wir aber vom Querschnitt F_1 , wo der Überdruck Null ist, auf der Mantelfläche des Strahles bis zum Rande von F zurück, so sehen wir, daß an der Oberfläche des so umschriebenen Körpers nirgends ein Druck angreift. Die Fläche F ist also entlastet, und demnach verbleibt für das Gefäß im ganzen ein rückwärts gerichteter Druck, der dem Rückstoß des Strahles gleich sein muß. Damit haben wir:

$$3. \quad P = F \cdot p$$

Nun ist $p = \frac{\gamma v^2}{2g}$; setzen wir das ein und stellen den Ausdruck 1) für P daneben, so haben wir

$$P = F \cdot \frac{\gamma v^2}{2g} = F_1 v^2 \frac{\gamma}{g}$$

woraus

$$F_1 = \frac{1}{2} F$$

und wegen $F w = F_1 v$ folgt

$$w = \frac{v}{2}$$

oder in Worten: Das Wasser erreicht in der Mündungsebene erst die Hälfte der schließlichen Geschwindigkeit und beschleunigt sich dann vermöge des restlichen Überdruckes noch weiter.

Da haben wir also ein vollständiges Analogon für unsere frühere, von Herrn Schuster angefochtene und seiner Meinung nach nur durch Zusammendrückbarkeit der Luft erklärbare Schlußfolgerung.

Wir machten dort den Ansatz: $L = P w$, der Herrn Schuster nicht einleuchten will. Daß das aber auch für unseren Wasserstrahl gilt, sehen wir sofort, wenn wir $w = \frac{1}{2} v$ in Gl. 2) einführen:

$$L = P \frac{v}{2} = P w.$$

Wir begnügten uns damals, weil eine weitläufige Auseinandersetzung unnötig schien, mit der kurzen Begründung: weil die Schraube den Strahl mit der Geschwindigkeit w gegen den Widerstand P fortschiebt. Wir hätten auch sagen können: Weil die Schraube relativ zu dem sie umgebenden Medium mit der Kraft P und der Geschwindigkeit w fortschreitet. Das kommt alles auf das gleiche hinaus und wir hätten auch beim Wasserstrahl ähnlich folgern dürfen.

Dieser Ausströmungsfall durch ein einspringendes Ansatzrohr stellt einen Grenzwert der Einschnürungszahl $\alpha = F_1/F$ dar. Entsprechende Versuche ergaben in der Tat $\alpha \cong 0,5$ (vgl. Grashof, Theoret. Maschinenlehre, Bd. I, S. 434). Ist die Mündung ein einfacher Ausschnitt in ebener Wand, so wird α bekanntlich größer. Das Wasser kann nicht mehr so, wie in Fig. 1 angedeutet, von allen Richtungen her zuströmen. Längs der Außenwand herrschen nach der Mündung hin zunehmende Geschwindigkeiten und entsprechend verminderte Drücke; deshalb gilt Ansatz 3) nicht mehr. Der Rückdruck wird größer als $F \cdot p$. Liegt F am Ende einer trichterförmigen Ausrundung der Wand, die sich der Einschnürungsform des Strahles anpaßt (»gut abgerundete Mündung«), so wird sogar $F_1 = F$, oder $\alpha = 1$ und $P = 2 F \cdot p$. Die Hälfte dieses auf das Gefäß wirkenden Rückdruckes entsteht durch Vermittlung der trichterförmigen Wand, innerhalb deren jetzt schon die gesamte Beschleunigung stattfindet.

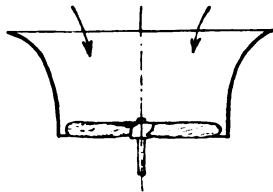


Fig. 2.

Ähnlich wird sich auch bei Luftschrauben die Einschnürung vermindern, wenn man sie mit einem Einlauftrichter versieht, wie in Fig. 2 angedeutet. Der Grenzwert $\alpha = 1$ ist zwar auch dann nicht erreichbar, weil sonst gar keine Beschleunigung der Luft in der Schraube mehr stattfände. Immerhin könnte wohl $\alpha > 0,5$, der theoretische Rückdruck also größer als nach unserem Ansatz werden, nämlich $P^2 = 4 \mu \alpha F L^2$, womit Herr Schuster also Recht behielte, wenn dieser Druck jetzt noch als Schraubendruck anzusehen wäre. Das ist aber nach obigem nicht zulässig. Denn sobald α den Wert 0,5 übersteigt, muß, wie beim Wasserstrahl, ein Teil des Druckes auf den Trichter wirken. Dieser ist ein aktiver Teil des Apparates geworden; wenn er fehlt, so kann der entsprechende Teil des Rückdruckes nicht wirken, d. h. die verminderte Einschnürung kann, wenn überhaupt, nur durch Unvollkommenheiten der Schraube zu stande kommen und keinesfalls entsprechenden Vorteil bringen. Es hätte also keinen Sinn, den Gütegrad der Raumausnutzung, um den es sich ja bei alledem handelt, noch auf die Größe der Schraube allein zu beziehen. Auch vom rein praktischen Standpunkt müßte man den Durchmesser der ganzen Vorrichtung bei Vergleichen zugrunde legen.

Daß übrigens in jedem Flüssigkeitsstrahl, so lange er noch im Begriffe ist, sich einzuschnüren, ein Überdruck herrschen muß, erklärt sich sehr einfach. Die Flüssigkeitsteilchen im Mantel beschreiben gekrümmte Bahnen. Ihrer nach der Mitte des Strahles gerichteten Fliehkraft muß eine Druckzunahme nach dem Innern gegenüberstehen. Ohne Überdruck wäre ja auch eine weitere Geschwindigkeitszunahme nicht möglich. Hat der etwaigen Zusammendrückbarkeit der Flüssigkeit mit das also nichts zu tun.

Die Einschnürung des Schraubenstrahles zu messen, ist leider schwierig, weil er durchaus nicht so scharf begrenzt ist, wie ein Wasserstrahl in Luft. Eine Wirbelzone am Mantel verursacht beständige Schwankungen der Meßinstrumente. Wir haben jedoch einige solche Aufnahmen gemacht und gleichzeitig die Luftgeschwindigkeiten über den Strahl nach Größe und Richtung gemessen mit dem Ziele, eine Art Energiebilanz aufzustellen. Als Grundlage für sonstige Vergleichsrechnungen ist aber die Messung von F_1 viel zu unsicher. Wenn der Gütegrad davon abhinge, müßte man auf seine Berechnung lieber ganz verzichten.

Lindenberg, 29. Januar 1911.

Bendemann.

Der Flug ohne Motor.

Vortrag, gehalten im Wissenschaftlichen Centralverein am 12. November 1910.

Von Baumeister Gustav Lilienthal.

Der große Erfolg der Berliner Flugwoche und mehr noch die Nachrichten aus Frankreich und Amerika über die neuen Höhen- und Entfernungsleistungen legen den Gedanken nahe, daß eine weitere Erhöhung der Flugleistungen kaum noch eintreten kann. Man erreicht Geschwindigkeiten, die von keinem anderen Gefährt überholt werden, und strebt zu Höhen empor, wo die niedrige Temperatur und die verdünnte Luft menschliches Leben und den Gang des Motors fast unmöglich machen. Dabei ist die Flugzeit jetzt schon auf einen halben Tag ausgedehnt.

Betrachten wir aber die Kehrseite der glänzenden Medaille, so finden wir, daß diese schönen Flugleistungen mit einem hohen Verlustkonto belastet sind. Drei Menschenleben in einer Woche sind ein hoher Tribut, den die herrliche Kunst des Fliegens von der Menschheit fordert; da ist es wohl am Platze, Umschau zu halten nach Mitteln, welche Besserung der Verhältnisse versprechen.

Durch Ausschreibungen noch höherer Preise für die Geschwindigkeit und für Höhenflüge ist nichts zu erreichen. Im Gegenteil sollten Preise für den langsamsten Flug in möglichst geringer Höhe ausgesetzt werden; denn gerade der langsamere Flug in geringer Höhe, also in der Brandung der Luft an der Erdoberfläche, erfordert die größte Stabilität des Gleichgewichts und die am besten wirkenden Tragflächenprofile.

Versuche in dieser Richtung würden die Aufmerksamkeit der Konstrukteure wieder mehr auf den Vogelflug und die Flügelform lenken. Welches Tier ist so sicher in seinen Bewegungen wie der Vogel? Nicht allein der stetige Ruderflug sondern auch der Segelflug mit unbewegten Flügeln! Durch dieses Studium würde man auch bald erkennen, wie gering der Kraftverbrauch der Vögel gegen unsere modernen Ein- und Zweidecker ist. Man braucht kein Fachmann zu sein, um zu erkennen, daß der ruhig seine Kreise ziehende Raubvogel keine sonderlichen Anstrengungen machen muß, um mit bewegungslosen Flügeln auf der Luft zu gleiten.

Wohl ist der Vogel für die Art seiner Bewegung höchst praktisch und kräftig gebaut. Seine Muskeln sind für seine Bewegungsart lokalisiert. Der steife Bau seines Körpers macht Muskeln für die Bewegung des Kreuzes ganz überflüssig. Die großen Schenkelmuskeln fallen ganz weg. Vom Bein verbleiben fast nur die Wadenmuskeln, welche wir meistens fälschlich als Keulen ansprechen.

Sehen wir von den Hals- und Steißmuskeln ab, so bleiben die großen Muskeln auf dem Brustbein gelagert für den Flügelniederschlag und die viel weniger starken Muskeln für den Aufschlag. Wären unsere Kreuz- und Beinmuskeln mit einem Teil unserer Armmuskeln auf unserer Brust gelagert, so würde auch die Figur des Menschen einen vogelähnlichen Typ erhalten. Ich kann daher in der gesamten Muskelgröße der Vögel nicht den Grund für so außerordentliche Leistung erkennen. Aus der Festigkeit des Vogelflügels läßt sich indirekt auf die Beanspruchung schließen. Wäre die Beanspruchung so ungeheuerlich durch die Muskelkraft, so würden die Flügel bald zerbrechen. Die Röhren der Knochen sind außerordentlich dünnwandig und der Durchmesser nicht außergewöhnlich groß.

Sicher ist der Vogel ein starkes Tier. Die enorme Ausdauer und die Fähigkeit einer großen Nahrungsaufnahme oder die Fähigkeit, Beute zu tragen, wie wir es beim Taubenhabicht sehen, die fast gleich seinem Eigengewicht ist, beweist, daß der Vogel noch über einen großen Kraftüberschuß verfügt, wenn er einen gleichmäßigen Flug ausübt.

Sehen wir aber zunächst von dem Überschuß ab und erwägen, welche Kraft erforderlich ist, die eigene Schwere zu überwinden.

Die Arbeit, welche der Vogel beim bewegungslosen Segelflug leistet, ist geringer als beim Ruderflug und etwa zu vergleichen mit einem ruhigen Stehen und dem Ersteigen einer Treppe. Der Vogel ruht beim Segeln mit seinen Flügeln gleichsam auf einem weichen Polster. Der Rumpf wird außer-

dem durch den Luftwiderstand, welchen der breite Schwanz erzeugt, unterstützt, oder der ausgestreckte Hals hält ihn im Gleichgewicht.

Welche Eigenschaften der Flügel erforderlich sind, um den Vogel auch nach jeder Richtung mit oder gegen den Wind in Kreisen oder geraden Flugbahnen nicht nur zu heben, sondern auch noch vorwärts zu bewegen, hierüber sind sich die Gelehrten heute noch nicht einig.

Groß ist die Anzahl der Erklärungen des Segelfluges. Ich will nur zwei hervorheben, weil sie von sehr geachteten Aviatikern herrühren.

Da ist die Theorie des verstorbenen amerikanischen Professors Langley. Er sieht in dem Wechsel der Geschwindigkeiten des Windes eine Kraftquelle, aus welcher der wunderbare Vorwärtzug gegen den Wind entstehen soll. Weder durch Rechnung noch durch Versuche läßt sich diese Behauptung stützen.

Professor Alborn in Hamburg geht bei seiner Erklärung des Segelfluges von der Voraussetzung aus, daß nur durch Beschreiben einer Kreisbahn oder Zykloide oder einer ähnlichen Kurve der Vogel den Schwebeflug ausüben kann. Wenn der Vogel die Kurve gegen den Wind ausführt, so büßt er an Vorwärtsgeschwindigkeit ein und gewinnt an Höhe. Mit der Wendung vom Winde ab nimmt die Geschwindigkeit zu bei gleichzeitigem Fallen, wobei aber weniger Höhe verbraucht wird, als gegen den Wind ausgeführt gestiegen wurde. Der Vogel richtet die Längsachse seines Körpers dabei natürlich, ebenso wie wir es an den Vögeln, welche gegen einen Seitenwind sich mit Flügelschlägen bewegen, sehen, nicht in die Bahn seiner Vorwärtsbewegung, sondern in die Richtung der Resultierenden aus den beiden Komponenten der Eigenbewegung und des Windes. Er erhöht im Fallen seine Vorwärtsgeschwindigkeit so sehr, daß er die Windgeschwindigkeit überholt und dann die Wendung so weit ausführt, daß er selbst in der Windrichtung fliegend von vorn einen Luftstrom verspürt. Dies ist ganz selbstverständlich, aber keine Erklärung für das Auftreten einer neuen Kraftquelle; es ist die Beschreibung einer Beobachtung, aber nicht deren Erklärung. Die weitere Annahme, daß durch die bogenförmige Flugbahn erzeugte Zentrifugalkraft auf die Masse des Vogels eine hebende oder vorwärtstreibende Kraft abgeleitet werden könnte, leuchtet mir nicht ein; denn die Zentrifugalkraft würde den Vogel aus der Kreisbahn treiben, wenn er nicht durch Einstellung seines Schwanzes und Verdrehung der Flügel dem entgegenarbeiten würde. Es muß daher Kraft verbraucht werden, um die Kreisbahn zu erhalten. Völlig haltlos wird aber diese Theorie durch die Tatsache, daß die Vögel keineswegs nur in Kurven oder Kreisen segeln. Ich selbst habe mit der Uhr in der Hand beobachtet, unter Hinzuziehung mehrerer Mitreisender, wie eine Möwe 45 Minuten lang sich in gleichem Abstand von unserem Schiffe hielt, ohne ein einziges Mal mit den Flügeln zu schlagen. Albatroß- und Fregattvogel segeln nach jeder Richtung und schlagen stundenlang nicht mit den Flügeln.

Der Aviatiker Lancaster aus Chicago reiste speziell nach Florida, um an den Nistplätzen der Reiher den Segelflug zu studieren. An einer hohen Tanne festgebunden und mit Reisig bekleidet in der Art von Mimicri konnte er stundenlang einen dieser großen Vögel gegen den Wind gerichtet beobachten. Der Vogel war so nahe, daß er ihn hätte erreichen können, und stand so fast eine Stunde lang mit bewegungslosen Flügeln. Nachdem er endlich abstrich, nahm bald ein anderer seinen Platz ein. Kein Zittern der Federn war erkenntlich, nur ein langsames Lavieren durch Stellung der Schwingen, des Halses und des Schwanzes.

Während die meisten aviatischen Schriftsteller Langleys oder Alborns Ansicht teilen oder aus beiden eine neue machen, auf alle Fälle aber klipp und klar den Segelflug erklären, war mein Bruder viel bescheidener in seinem Urteil über den Segelflug; ich erlaube mir, ihn aus dem Buch »Der Vogelflug«¹⁾ zu zitieren:

»Fragen wir uns noch einmal, worauf wir die Möglichkeit des Segelns zurückzuführen haben, so müssen wir in erster Linie die geeignete Flügelwölbung dafür ansehen; denn nur solche Flügel, deren Querschnitt senkrecht zu ihrer Längs-

achse die geeignete Wölbung zeigen, erhalten einen so günstigen Luftwiderstand, daß keine größere Geschwindigkeit verzehrende Kraftkomponente sich einstellt. Aber es muß noch ein anderer Faktor hinzutreten, denn ganz reichen die Eigenschaften der gewölbten Fläche allein nicht aus, ein dauern des Segeln zu gestatten. Es muß ein Wind von mittlerer Geschwindigkeit wehen, welcher dann durch eine aufsteigende Richtung die Luftwiderstandsrichtung so umgestaltet, daß der Vogel zu einem Drachen wird, der nicht nur keine Schnur braucht, sondern sich sogar frei gegen den Wind bewegt.«

In diesem Bekenntnis unserer Unkenntnis ist wenigstens ein neues Moment enthalten, dessen weiteres Studium die Hoffnung gibt, das Dunkel zu erhellen.

»Die aufsteigende Richtung des Windes« nennt es mein Bruder; ich definiere etwas anders. Ich sage: »Die Eigenschaft des Windes, auf schwebende Körper einen Auftrieb zu äußern«. Gegen meines Bruders Definition ist der Vorwurf erhoben worden, daß die Luft, nicht aus der Erde heraus

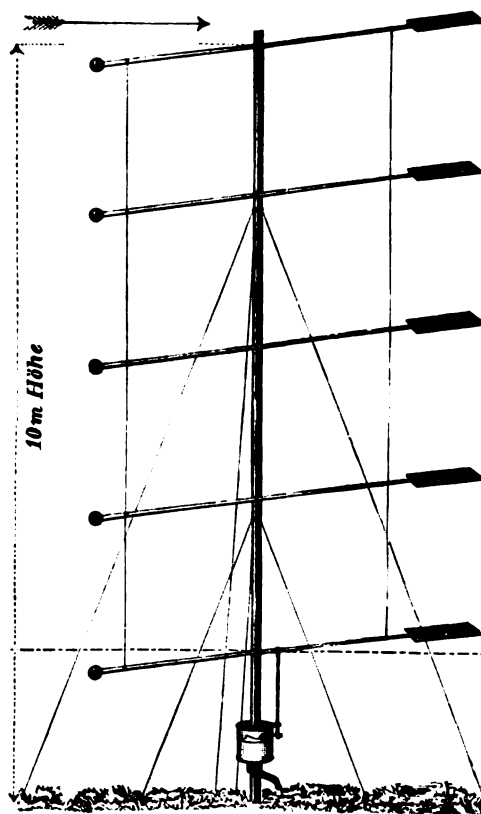


Fig. 1.

kommend, nach oben sich bewegen kann; dies ist nun zwar gar nicht damit behauptet, ich glaube aber mit meiner Definition mehr die Erscheinung der Experimente zu treffen, welche wir hierüber angestellt haben.

So hatten wir nach mehreren vorangehenden Versuchen einen 10 m hohen Mast errichtet, an dem mehrere horizontal gelagerte Windfahnen angebracht waren. Diese Fahnen bewegten sich durch den Wind ununterbrochen auf und nieder. Durch Verbindung der Fahnen untereinander mit einem Draht brachten wir mehr Stetigkeit in die Bewegung und erhielten so ein Bild von den Schwankungen der 10 m dicken Luftschicht. Am Fuße der Mittelstange war eine drehbare Trommel angebracht, auf welcher ein Zeichenstift, gehoben und gesenkt durch die Bewegung der Fahnen, eine Linie aufzeichnet, wenn die Trommel gleichzeitig gedreht wurde. Da wir vorher die horizontale Stellung der Fahnen auf der Trommel markiert hatten, so konnten wir aus dem Verlauf der Kurven feststellen, wie lange die Fahnen sich höher oder niedriger stellten als die Horizontale (Fig. 1). Hieraus ließ sich dann leicht die durchschnittliche Höhenstellung ermitteln. Diese Versuche hatten wir auf einer weiten Ebene bei Lichterfelde im Laufe des Sommers vielfach angestellt, aber auch auf leicht bewegtem Terrain, und selbst wenn das

¹⁾ »Der Vogelflug«, R. Oldenbours Verlag, München, S. 125.

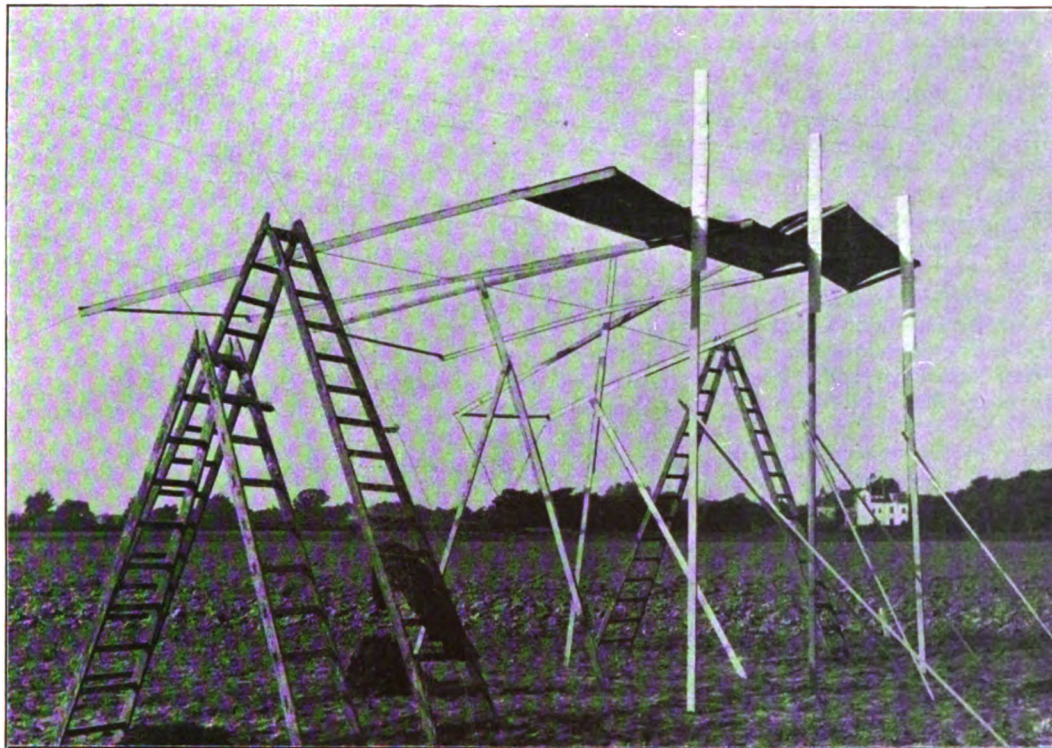


Fig. 2.

Gelände gegen den Apparat zu abfiel, zeigten dennoch die Fahnen durchschnittlich 3 bis 4° nach oben.

Seit der Veröffentlichung dieser Versuche sind jetzt 21 Jahre vergangen. Es ist um die Erklärung dieser Erscheinung in Fachkreisen viel gestritten worden; vielfach wurde die Tatsache angezweifelt und erst kürzlich noch als eine Selbsttäuschung hingestellt, ohne daß von dem Betreffenden durch Versuche der Beweis der Täuschung gebracht wurde. Dieses bequeme Abtuen halte ich nicht der Wichtigkeit der Erscheinung für angemessen.

Einige erklären die Erscheinung mit dem Abströmen der Luft vom barometrischen Maximum aus niedrigen Schichten in höhere Schichten des Minimums. Ein so großer Höhenunterschied, wie er sich bei 3 bis 4° Steigung und den oft sehr großen Entfernungen der Maxima und Minima ergeben würde, ist wohl schwerlich anzunehmen. Oft liegen diese mehrere 100 km auseinander, der Sinus des Winkels von 3° betrüge aber schon 1 km Höhe bei einer Entfernung von 20 km.

Messungen der Höhenrichtung des Windes sind vor einiger Zeit am Eiffelturm von Angot auf der Plattform 305 m über der Erdoberfläche vorgenommen worden. Diese erstreckten sich über ein ganzes Jahr. Das Ergebnis ist eine glatte Bestätigung unserer Messungen. In den weniger windigen Monaten betrug die Steigung 3,3°, in den windigeren 5,9°. Im großen und ganzen war der Wind in dieser großen Höhe durchschnittlich 2 bis 4 Sek./m stärker als bei unseren Mes-

sungen, wodurch die Steigung sich um etwas größer zeigt. Auch wir konnten bei einer Auffrischung des Windes eine Vergrößerung des Ausschlags feststellen. Diese Messungen waren ebenso wie die unsrigen mit ebenen Versuchsflächen angestellt.

Eine Dauermessung mit einer gewölbten Fläche haben wir früher nicht vorgenommen, vielmehr nur Momentmessungen. Hierbei konnten wir oft eine Stellung von 12° über dem Horizont beobachten bei einer Windstärke von 7 bis 8 m.

Es ist nun gelegentlich der Einwand erhoben worden, daß die Aufrichtung der Flächen am Meßhebel durch innere Kräfte, Drehmomente, verursacht sein könnte, daß die vordere Hälfte der Fläche einen Abwärtsdruck, die hintere Hälfte dagegen einen stärkeren Aufwärtsdruck erhält. Dies ist aber nicht der Fall, wie Ingenieur Eiffel in Paris festgestellt hat, dessen Experiment in Nr. 5 dieser Zeitschrift beschrieben wurde. Er fand durch einen sehr sinnreich erdachten Apparat das Zentrum des Druckes außerhalb der Mitte in der vorderen Hälfte der Fläche.

Die Erbauer moderner Flugzeuge wissen dies durch die Praxis längst und verlegen daher den Schwerpunkt des Gewichts beträchtlich vor den Flächenschwerpunkt. Dieser Umstand bewirkt nebenbei leider die häufigen Kopfstürze, wenn beim Versagen des Motors nicht das Höhensteuer das gestörte Gleichgewicht sofort wieder herstellen kann.

Am besten überzeugt man sich von der reinen Hebewirkung der gewölbten Fläche, wenn man mit einem tüch-

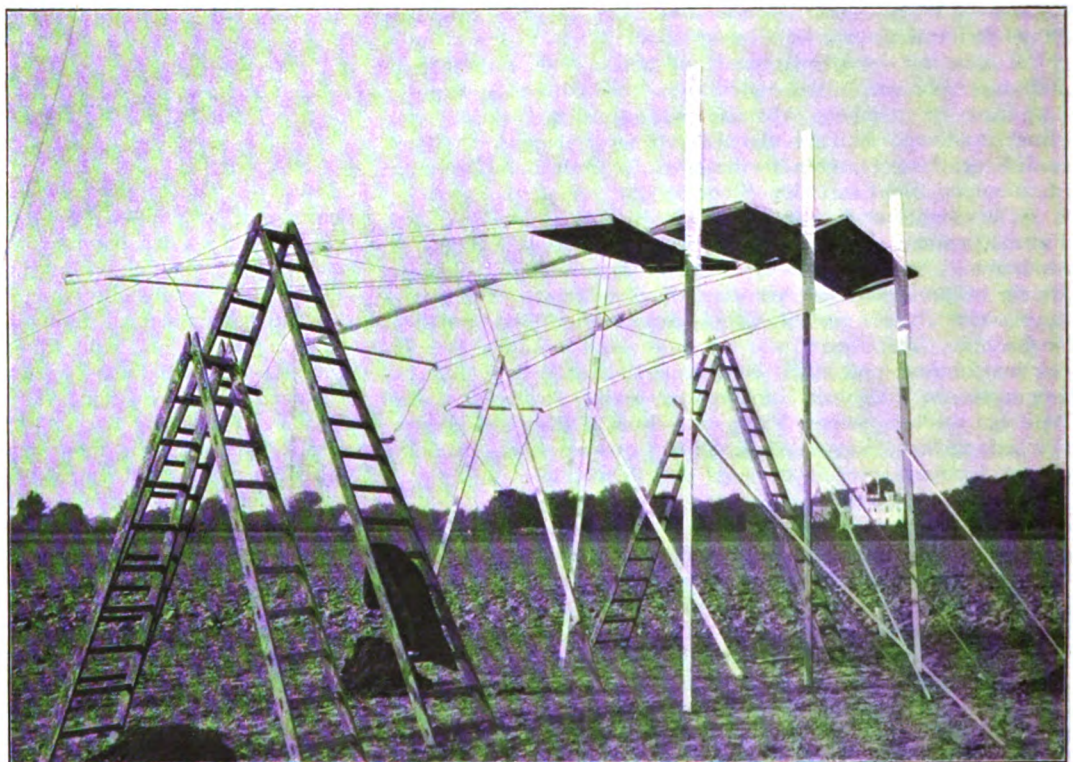


Fig. 3.

tigen Gleitflieger unter den Armen sich dem Winde aussetzt. Die senkrecht liegende Drucklinie der gewölbten Fläche läßt uns fühlen, daß die Fläche nur nach oben und nicht rückwärts vom Wind gedrückt wird. Unbedingt ist in diesem Druck außer dem durch Ablenkung der Luftmasse entstandenen Druck auch noch die Reibung der Luft an der Fläche enthalten. Wir fanden, daß die Reibung keine »quantité négligable« ist bei ebenen Flächen und es liegt kein Grund vor, anzunehmen, daß dieselbe bei gewölbten Flächen geringer sein soll.

Der Luftwiderstand der Ablenkung der Luftmasse muß also bei horizontaler Lage der Fläche schon so weit nach vorn gerichtet sein durch die Aufrichtung des Windes, daß der Rückwärtszug der Reibung aufgehoben wird.

Ich sehe in diesem letzten Moment die Ursache der Erscheinung, daß der Wind schwebende Körper nach oben treibt, und hielt es für nötig, zur weiteren Erforschung dieser Erscheinung besondere Versuche anzustellen. Ich sagte mir, daß, wenn es eine Flächenform gäbe, bei welcher sich die Aufwärtsrichtung des Windes in verstärktem Maße zeigen würde, ein Überschuß gegenüber der Reibung eintreten könnte, und wenn dieser Überschuß groß genug wäre, auch noch den Stirnwiderstand zu überwinden, so eine Erklärung für den Segelflug gefunden wäre.

Auf der Suche nach einer solchen Fläche war es für mich zuerst wichtig, die Ursache des Windauftriebes noch eingehender zu studieren.

Die in der Fachliteratur darüber geäußerten Ansichten konnten mich nicht überzeugen; ich war mehr geneigt, die Reibung der Luft an der Erdoberfläche als Ursache anzusehen. Diese Reibung ist unbedingt vorhanden, und aus früheren Beobachtungen in schnellfließenden Bächen und Mühlgräben erinnerte ich mich an eine Wahrnehmung, welche Schlüsse auf die Verhältnisse in der Luft zuläßt. Ich hatte bemerkt, daß in schnellfließendem Wasser Gegenstände, welche am Rand in dasselbe hineinfallen, sehr schnell nach der Mitte treiben, und daß selbst nicht schwimmende Körper an die Oberfläche gerissen werden.

Dieser Abtrieb nach der Mitte ist der Grund, weshalb selbst gute Schwimmer in einem reißenden Strom nur schwer das Ufer erreichen. Ich hatte dies am eigenen Leibe erfahren, als ich einmal einen Selbstmörder aus der angeschwellenen Saale bei Rudolstadt rettete.

Auch bei Gletschern kann man sehen, wie die ursprünglich am Rande liegenden Moränensteine sich nach und nach vom Rande entfernen, wenn nicht Verwerfungen und Knickungen den Fluß des Gletschers hindern.

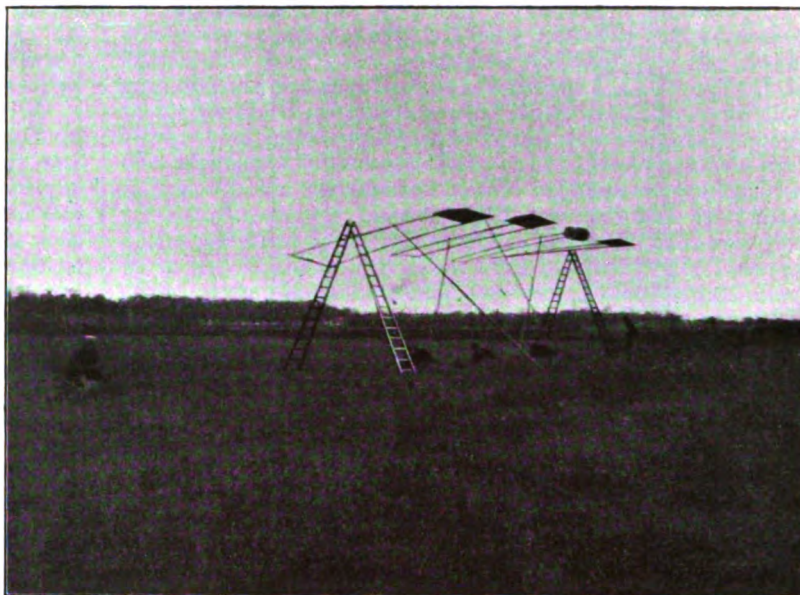


Fig. 4.

Ich habe später gefunden, daß breitere Gegenstände etwas schneller der Mitte zu eilen als längere schmale Gegenstände, ein Brett schneller als ein Stock, ein Knäuel Papier schneller als ein Strohalm. Ich habe dies speziell durch Versuche nachgeprüft. Ich schloß hieraus, daß auch in der Luft dickere Körper stärker diese Abtrieft, die bei der Luft ein Auftrieb ist, erhalten würden.

Um dies in der Luft zu versuchen, veränderte ich von zwei nach gleicher Schablone gebauten gewölbten Flächen die eine so, daß das vordere Drittel dieser Fläche ein Achtel so dick wurde als die Breite. Die Flächen waren 2 m lang, 0,80 m breit, 0,02 m dick. Die Dicke betrug nun 10 cm. Diese Flächen wurden auf die Enden zweier 5 m langen Latten montiert und in lufttruhigem Raum durch ein Gegengewicht balanciert. In gleicher Weise wurde auch eine ebene Fläche gleicher Größe vorbereitet. Alle drei Flächen wurden dann im Freien auf einem gespannten Draht nebeneinander gelagert. Der Wind beginnt sofort sein Spiel. Die Abbildungen Fig. 2 und 3, zeigen zwei nacheinander gemachte Aufnahmen. Von der durchschnittlichen Höhenlage geben dieselben aber keine Anschauung; hierzu bedarf man einer automatischen Aufzeichnung in der Weise, wie wir es früher mit den gekuppelten Fahnen gemacht hatten. Während ein nur schwacher Wind wehte, von 3 bis 4 Sek./m, habe ich von der stark gewölbten Fläche ein Autogramm aufgenommen, weil deren Höhenlage die anderen meistens übertraf, wie man aus der an einer Latte befestigten Skala ablesen konnte. Bei diesem schwachen Wind ergab die Aufzeichnung eine Höhe von 12'' über dem Horizont. An einem anderen Tage, als ein Wind von 5 m wehte, war noch ein viertes Beobachtungsobjekt angebracht worden, eine runde Trommel (Fig. 4 und 5). Leider war dieselbe durch eine Reparatur etwas extra beschwert worden, so daß sie sich nicht ganz so hoch stellen konnte, wie es hätte sein müssen; immerhin war die Stellung meistens über der Horizontalen. Es waren diesmal für jede Fläche Indikatoren angebracht, welche auf einem Papierstreifen Aufzeichnungen machten. Diese Papierstreifen liefen über je zwei Rollen, so daß sich die eine auf die andere abwickeln konnte und umgekehrt. Durch Schnurscheiben wurden alle Rollenpaare gleichzeitig in Betrieb gesetzt (siehe Fig. 6—8). Nach Ablauf der Schnüre wurde die Bewegungsrichtung umgekehrt. Es wurde so hintereinander viermal hin und her gedreht und acht Bahnen gezogen, deren Gesamtlänge 32 m betrug, während einer Beobachtungs-

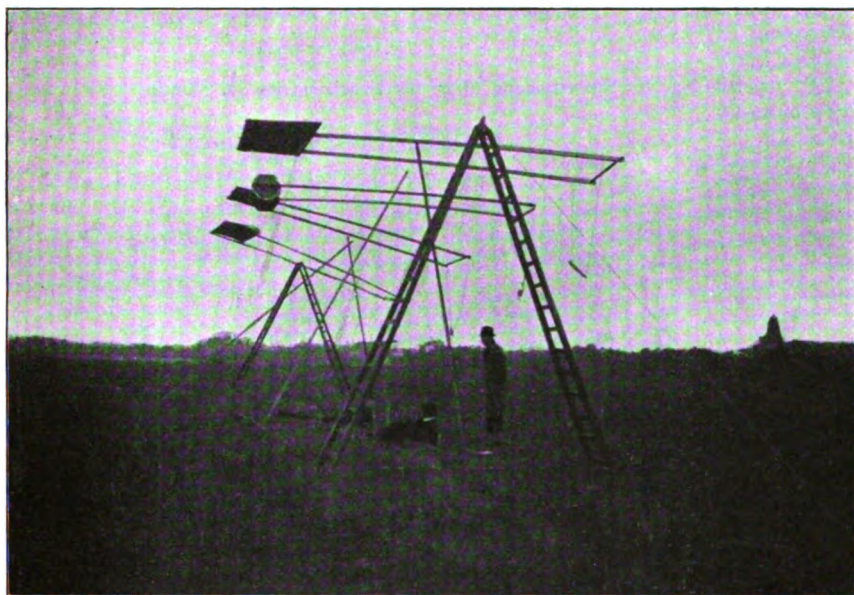


Fig. 5.

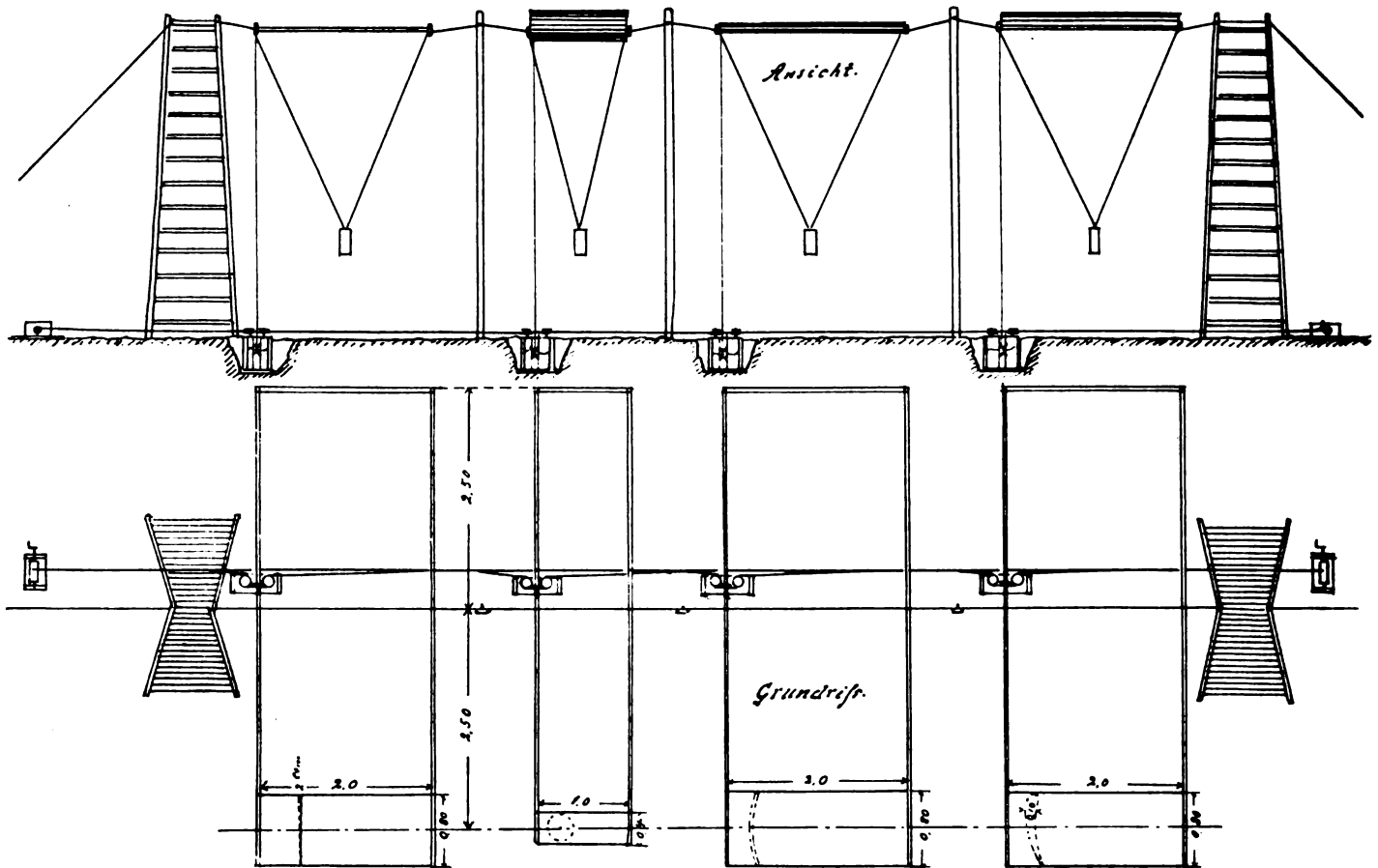


Fig. 6—8. Apparate mit Indikatoren.

Versuchsfäche 2,00 lang, 0,80 breit, 0,10 dick

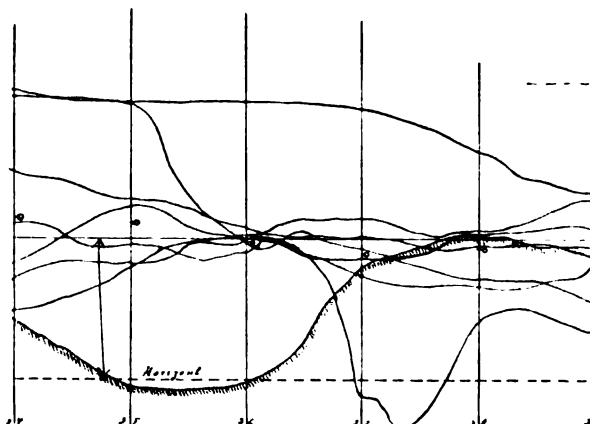
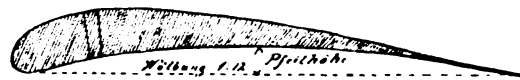


Fig. 10. Querschnitt durch die gewölbte Fläche.

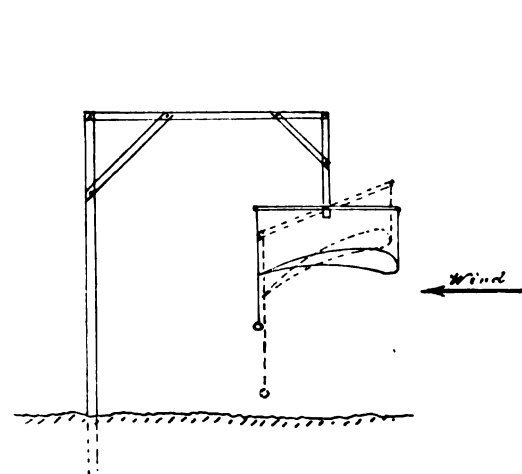


Fig. 9. Untersuchung über das Druckzentrum im Winde.

Windstärke etwa 5 Meter

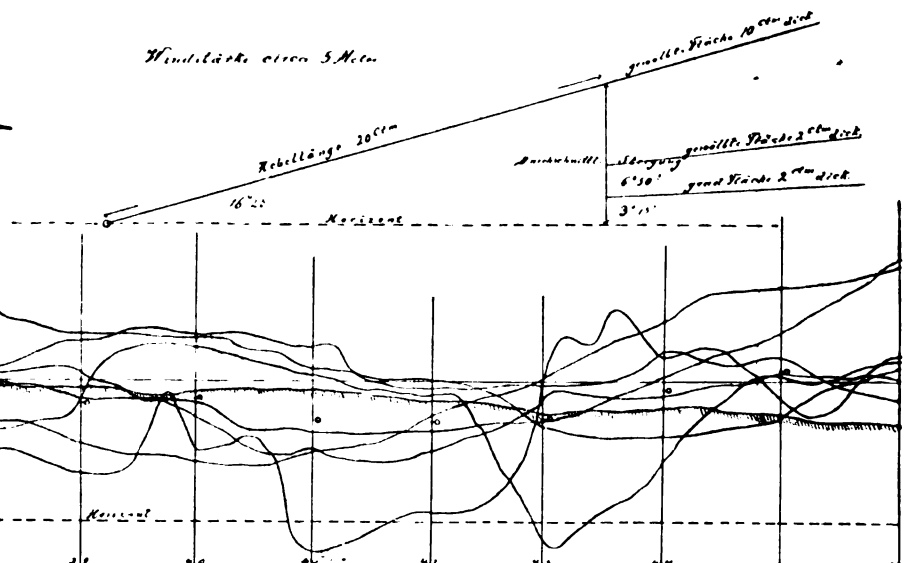


Fig. 11. Diagramm der Höhenstellung der dicken gewölbten Fläche.

dauer von 10 Minuten 40 Sekunden. (Vgl. Fig. 11.) Aus der Höhe der Linien über den vorher angemarkten Horizont erhob sich die ebene Fläche $3^{\circ} 15'$, die dünne gewölbte Fläche $6^{\circ} 50'$ und die dicke gewölbte Fläche $16^{\circ} 25'$ (Fig. 10).

Ich will nicht behaupten, daß die Druckrichtung auf die verdickte gewölbte Fläche bei horizontaler Lagerung sich genau senkrecht zu der Richtung stellt, welche die Fläche im Winde einnimmt. Da wir aber früher gefunden haben, daß die dünne gewölbte Fläche bei horizontaler Lagerung dem Winde ausgesetzt einen rein senkrechten Druck erhielt, während die Drucklinie bei den Versuchen am Rundlaufapparat beträchtlich rückwärts geneigt sich zeigt, so ist man wohl berechtigt, aus der vermehrten Steigung der verdickten Fläche durch den Wind eine weitere Drehung der Drucklinie nach vorn zu folgern.

Es liegen zwar noch keine quantitativen Messungen des Druckes vor, so viel ist aber bereits festgestellt, daß es einer weit größeren Belastung bedarf, die dicke gewölbte Fläche zur horizontalen Lage im Wind zu zwingen, als bei der dünnen gewölbten Fläche und noch geringer ist die Belastung bei der ebenen Fläche.

Wenn die Aufrichtung dadurch entstände, daß auf die vordere Hälfte ein Niederdruck und auf die hintere ein größerer Auftrieb wirkte, so könnte man von einem Drehmoment sprechen; dies ist aber nicht der Fall, vielmehr stellt sich eine im Flächenschwerpunkt drehbar aufgehängte, in ruhiger Luft vorher ausbalancierte Fläche dem Winde ausgesetzt sofort vorn in die Höhe, wodurch bewiesen ist, daß der Auftrieb auf der vorderen Hälfte größer ist als auf der hinteren. Versuche über die genaue Bestimmung des Druckzentrums sind vorbereitet (siehe Fig. 6—9).

Die zahlreichen und beträchtlichen Schwankungen der Flächen weisen auf den geringen Wert hin, welche die Aufstellung von allgemeinen Formeln für die Erhaltung des Gleichgewichts geben kann; denn nicht nur in der Höhe sondern auch seitlich und in der Geschwindigkeit ändert sich der Wind. Hier kann allein eine Fläche Hilfe leisten, welche sich automatisch immer wieder richtig stellen muß vermöge ihrer Form. Eine solche Form ist im Vogelflügel gegeben, dessen verständige Nachahmung schon zu guten Erfolgen geführt hat bei kleinen Modellen von 1,5 bis 2 Spannweite. Die Eigentümlichkeit solcher Flächen liegt darin, daß die Spitzen der Flächen in eine gerade, ja sogar leicht aufwärtsgekrümmte Fläche auslaufen und auch die Flügel in der Längsrichtung eine starke Wölbung zeigen. (Fig. 10.)

Die große Steigung der dicken gewölbten Fläche im Winde berechtigt zu dem Schluß, daß die Drucklinien des Luftwiderstandes wiederum günstiger gerichtet sind gegenüber der dünnen gewölbten Fläche. Da die Drucklinie der dünnen gewölbten Fläche bei horizontaler Lage schon senkrecht stand, so muß dieselbe jetzt etwas nach vorn gerichtet sein, also den lange gesuchten Vorwärtzug ausüben.

(Schluß folgt.)

Militärluftschiffahrt.

Das Militärluftschiff M III fuhr am 31. Januar morgens $8\frac{1}{2}$ Uhr von Berlin über Halle nach Gotha, wo es mittags glatt landete. Die Fahrt sollte nach Straßburg fortgesetzt werden, wurde aber wegen böigen Windes und Schneefalles verschoben.

Das Siemens-Schuckert-Luftschiff machte am 23. Januar mehrere Probefahrten. Hierbei erreichte das Luftschiff eine Höhe von 450 bis 500 m. Alle Einrichtungen des Luftschiffes bewährten sich vorzüglich.

Das Luftschiff wurde darauf am 30. Januar von einer Militär-Kommission unter Generalleutnant v. Lynker und Oberst Schmiedicke besichtigt, da die Absicht besteht, dasselbe für das Reich anzukaufen.

In einem der nächsten Hefte dieser Zeitschrift wird in einem Aufsatz von Direktor Krell dieses größte unstarre Luftschiff an Hand von Zeichnungen und Abbildungen eingehend beschrieben werden.

Die Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. hat ein neues Luftschiff LZ IX. im Bau, welches im Mai in Betrieb

genommen werden dürfte. Dieses Luftschiff ist wesentlich kürzer und hat einen geringeren Gasinhalt als die bisher gebauten Zeppelin-Luftschiffe. Während LZ VII bei 148 m Länge und 14 m Durchmesser einen Gasinhalt von fast 20000 cbm hatte, erhält LZ IX nur 100 m Länge, jedoch den gleichen Durchmesser von 14 m. Der Gasinhalt wird ca. 15000 cbm betragen. Da die Motoren zusammen dieselbe Leistung wie beim LZ VII, nämlich 420 PS haben, dürfte das neue Luftschiff erheblich schneller sein und über 16 m per Sekunde erreichen. Bei befriedigender Leistung dürfte auch dieses Luftschiff von der Militärbehörde übernommen werden.

Das Parseval-Luftschiff für die russische Armee ist abgeliefert worden, nachdem die Probefahrten zur Zufriedenheit verliefen. Auch das Parseval-Luftschiff für die »Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H.« ist in Betrieb genommen und hat bereits über Berlin mehrere Passagier- und Reklamefahrten ausgeführt.

Die italienische Armee hat ebenfalls ein neues Luftschiff in Betrieb genommen. Dasselbe ist auf dem Luftschiff- und Militärflugplatz Bosco mantico bei Verona stationiert. Am 20. Januar führte dieses Luftschiff eine Fahrt von Verona über den Gardasee nach Pergamo aus, wo es glatt landete. Das neue italienische Militärluftschiff ist nur ein kleines Luftschiff von 37 m Länge bei 1300 cbm Inhalt. Der Motor leistet nur 35 PS, und daher dürfte die Geschwindigkeit für militärische Zwecke kaum genügen.

Militär-Flugwesen.

Die Flugmaschinen-Abnahme-Kommission der Versuchs-Abteilung der Verkehrstruppen stattete am vergangenen Mittwoch unter Führung des Hauptmanns de la Roi den Werkstätten der deutschen Wright-Gesellschaft in Reinickendorf einen Besuch ab, um den neuen Typ des Wright-Doppeldeckers zu prüfen. Die Kommission nahm die Maschine im Rohbau ab, die in den nächsten Tagen nach Johannisthal gebracht wird, um dort ausprobiert zu werden. Der neue, für die Militärverwaltung gebaute Typ hat nur einen Propeller, der direkt vom Motor, also ohne Kettentransmission, angetrieben wird. Das Höhensteuer ist nach hinten verlegt worden. Der Motor kann durch Einschaltung einer Batteriezündung vom Führer selbst angeworfen werden, so daß die Bedienungsmannschaften beim Start nicht mehr erforderlich sind.

Ausstellungsberichte.

Unter dem Protektorat des K. A. C. findet im Anschluß an die Automobil-Ausstellung im Dezember ds. Js. in den Ausstellungshallen am Zoo. in Berlin eine »internationale Aero-Ausstellung« statt. Der Geschäftsführer der Ausstellung ist Major von Tschudi. Das Ausstellungsbureau befindet sich in Berlin W., Lützowstr. 89/90.

Dem Präsidium gehören an: Exzellenz v. Nieber, Gouverneur a. D. v. Bennigsen, Graf Sierstorpff, Direktor Arthur Müller, Major z. D. Dr.-Ing. v. Parseval, Fabrikbesitzer Gradenwitz, Hauptmann d. R. v. Kehler, Hauptmann a. D. Hildebrandt.

Der Überschuß der Ausstellung ist für aeronautische Preise bestimmt.

Sportliche Nachrichten.

Buisson hat am 14. Februar mit dem neuen Deperdussin-Eindecker einen Passagier-Rekord aufgestellt. Er legte 100 km in 1 Std. 1 Min. 32 Sek. zurück. Die Stundengeschwindigkeit hat demnach 97,5 km betragen.

Am 13. Februar flog Buisson mit zwei Passagieren 48 km in 29 Min. 40 Sek.

Am 15. Februar sind die neuen Bedingungen für die Flugzeugführer in Kraft getreten. Danach muß der Pilot zweimal 5 Kilometer in geschlossenem Fluge zurücklegen und dabei mindestens eine Höhe von 50 m erreichen.

Die Flugbahn beschreibt eine Acht, indem das Flugzeug um zwei, 500 m voneinander entfernt aufgestellte Marken herumfliegen muß, und zwar das eine Mal rechts, das andere Mal links wendend. Für 5 km ergibt dies also je 5 Runden. Auch die Bedingungen für die Landung sind wesentlich verschärft. Der Motor muß spätestens beim Aufsetzen des Flugzeuges auf die Erde abgestellt werden und das Flugzeug muß in einer Entfernung von weniger als 50 m von dem vor dem Aufstieg bezeichneten Landungspunkte zum Stillstand gebracht werden.

Die Bewerber für das Flugzeugnis haben sich an einen Verbandsverein zu wenden, worauf der Vorstand des betreffenden Vereins dem Bewerber diejenigen Personen namhaft macht, welche berechtigt sind, die Erfüllung der Bedingungen für das Flugzeug zu bescheinigen. Mindestens einer der Zeugen muß einem Verbandsverein angehören.

Noch kurz vor Inkrafttreten der neuen Bestimmungen am 12. und 13. Februar haben in Johannisthal und Bork 7 Führer das Flugzeugnis erworben, nämlich Rittergutsbesitzer Kiepert, Oberleutnant Pusche, Leutnant Jahnöw, Marine-Oberingenieur Loew, Artur Grünberg, Paul Wertheim und Hans Steinbeck. Die beiden letzteren in Bork.

Der Europäische Rundflug Paris—Berlin—Brüssel—London—Paris, der am 4. Juni in Paris beginnt, geht in den Tagen vom 6. bis 18. Juni über die deutsche Strecke.

Nach dem vorläufigen Projekt wird auf der ersten Hauptetappe vom Journal-Paris zur »B. Z. am Mittag«-Berlin die deutsche Grenze am 6. Juni von den von Lüttich kommenden Fliegern bei Aachen überschritten werden. Als erste deutsche Station ist Düsseldorf in Aussicht genommen. Die Distanz dieser ersten Zwischenetappe beträgt ca. 117 km Luftlinie. Am 7. Juni folgt die 267 km lange Strecke Düsseldorf—Hannover. Nach einem Ruhetag erreichen die Flieger am 9. Juni Berlin nach einem Flug über ca. 270 km. Von Berlin erfolgt die Weiterfahrt am 12. Juni nach Magdeburg über Wittenberg—Dessau (ca. 169 km). Nach einem weiteren Ruhetage ist am 14. Juni die 241 km lange Strecke Magdeburg—Hamburg (ca. 241 km) zu durchfliegen. Es folgt am 16. Juni die Etappe Hamburg—Bremen (ca. 197 km) und am 17. Juni die Etappe Bremen—Münster (ca. 151 km). Am 18. Juni erreichen die Teilnehmer dann die holländische Grenze von Münster über Emmerich. Die nächste Station ist das etwa 162 km von Münster entfernte Ede. Im ganzen beträgt die über deutschem Boden zurückzulegende Distanz etwa 1530 km.

Folgende Preise sind bisher ausgesetzt: Le Journal 200 000 Fr. »B. Z.«-Preis der Lüfte 125 000 Fr. Petit Bleu 25 000 Fr. Standard 62 500 Fr. Summa 412 500 Fr.

Der Verein deutscher Flugtechniker hat das Protektorat übernommen und damit gleichzeitig auch die sportliche Durchführung des Fluges auf deutschem Boden nach den Bestimmungen der Fédération Aéronautique Internationale und des Deutschen Luftschifferverbandes. Als Delegierte des Vereins deutscher Flugtechniker werden Major a. D. Dr.-Ing. v. Parseval und Major a. D. v. Tschudi an einer internationalen Konferenz in Paris vom 1. bis 3. März teilnehmen, auf der die näheren Bestimmungen für den Flug zwischen den Vertretern Frankreichs, Deutschlands, Belgiens und Englands festgesetzt werden sollen.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c. L. 29571. Vorrichtung zum Kondensieren und Absaugen von Oldämpfen aus dem Kurbelgehäuse von Verbrennungskraftmaschinen. Luftfahrzeug-Motorenbau G. m. b. H., Bissingen a. Enz. 2. 2. 10.

77h. Sch. 35384. Gerippeluftschiff mit die Tragkörper durchdringenden Verspannungen. Johann Schütte. Danzig-Langfuhr. A. 14. 4. 10. E. 2. 4. 11.

L. 31252. Aufhängung von Gondeln für Luftfahrzeuge. Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H., Charlottenburg. A. 8. 11. 10. E. 6. 4. 11.

Stoßfangvorrichtung für Luftfahrzeuge, besonders zum Schutze der Laufräder und Untergestelle von Flugmaschinen. — Franz Scheben, Hennef a. d. Sieg.

Schutzvorrichtung für Luftschiffer, bestehend aus einem Anzuge, welcher den Fahrer bei eventl. Sturz gegen Ertrinken und Verletzungen sowie gegen Kälte schützt. Franz Scheben, Hennef a. d. Sieg.

Patent-Erteilungen.

46a. 230517. Verbrennungskraftmaschine für flüssige Brennstoffe. Benz & Cie., Rheinische Gasmotoren-Fabrik Akt.-Ges., Mannheim. 14. 3. 09. B. 53493.

46c. 230954. Luftgekühlter Zylinder für Verbrennungskraftmaschinen mit kreisenden Zylindern. Hans Windhoff, Schöneberg b. Berlin, Bennisenstr. 21. 2. 8. 10. W. 35394.

46c. 231669. Spritzvergaser für Verbrennungskraftmaschinen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. 18. 12. 09. D. 22619.

231537. Flugmaschine mit Wendeflügelrädern. Karl Kropp, Deuben, Bez. Dresden. 7. 5. 08. K. 37574.

231577. Höhen- und Seitensteuerung für Luft- und Unterwasserfahrzeuge. Werner von Schütz, Charlottenburg, Bismarckstr. 8. 16. 10. 09. Sch. 33926.

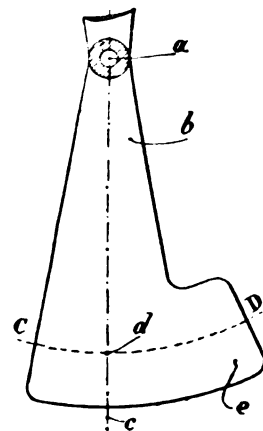
231764. Prallschifftragkörper. Luftfahrzeug System Bloos G. m. b. H., Berlin. 31. 10. 09. B. 56196.

Auszüge aus Patentschriften.

Klasse 77h

227154. Vorrichtung zum Ein- und Ausfahren von Luftschiffen in und aus Hallen. Gustav Lebell, Essen a. d. Ruhr. Außerhalb der Luftschiffhalle sind in einer Entfernung etwas weiter als die Länge des Luftschiffes von der Halle und von einander zwei Masten aufgestellt, mit Führungen für die Ankerseile, welche vom Luftschiff über diese Masten und Führungsrollen am Eingang der Luftschiffhalle und im Innern derselben geleitet sind. Am Ende der Halle ist eine Winde aufgestellt, über welche die Seile wieder zurück direkt zum Luftschiff führen. Beim Einlaufen des Luftschiffes werden die letzteren Seile aufgewunden, während die über die Masten geführten Seile ablaufen, beim Auslaufen umgekehrt.

229375. Luftschraube aus Holz mit einem nach hinten vorstehenden Ansatz. Lucien Chauvière, Paris. Jedes Blatt *b* der Schraube hat einen in der Drehrichtung nach hinten vorstehenden Ansatz *e*. Die gestrichelte Linie *a-c* stellt die Trägheitsachse des Schraubenflügels dar. In dem Schnitt nach der Linie *C-D* liegt dann am Schnittpunkt mit der Linie *a-c* das Druckzentrum *d* des Schraubenblattes. Ohne den Ansatz *e* würde das Druckzentrum *d* vor der Linie *a-c* liegen, wodurch die Flügel das Bestreben haben, sich um ihre Achse zu drehen und dadurch ihre Ganghöhe zu ändern. Dies wird durch den Ansatz *e* verhindert.

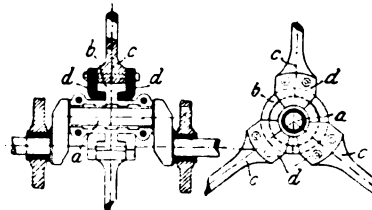


Zu Nr. 229375.

229664. Schmiervorrichtung für die Hauptwellen von Luftschiffen und Flugzeugen. Ernst Wachter, Gottmadingen in Baden. Mittels eines Pendels wird ein Hahn am Ölbehälter eingestellt, durch welchen, je nach der Neigung des Luftfahrzeuges, das Öl in drei verschiedene Rohrleitungen geleitet wird. Bei horizontaler Lage gelangt das Öl in die Mitte der Lager. Neigt sich das Luftfahrzeug, so wird das Öl nach der oben befindlichen Seite des Lagers geleitet.

228899. Luftschiff mit Tragkörper von flach linsenförmigem Querschnitt. August Dziok und Max Pollack in Waltershausen, Thüringen. Der Tragkörper des Luftschiffes ist wie bei den Zeppelin-Luftschiffen in mehrere Teile geteilt, resp. besteht aus mehreren Gasballonen. Diese fehlen jedoch an den Stellen des Ballongerüsts, an welchem die Propeller angeordnet sind, um zu verhindern, daß bei einem Bruch eines Propellers abfliegende Teile desselben die Gashülle verletzen können.

Klasse 47. 221088. Kurbel für mehrere Pleuelstangen W. Höfer, Groß-Lichterfelde bei Berlin. Die Pleuelstangen *c* greifen mittels Führungsplatten *d* um einen Kranz *b* von T-förmigem Querschnitt. Dieser Kranz bildet das gemeinsame Lager für alle Pleuelstangen auf dem Kurbelzapfen *a*.



Zu Nr. 221088.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	DR. S. FINSTERWALDER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small>	DR. N. JOUKOWSKY <small>PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU</small>	DR.-ING. H. REISSNER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN</small>
DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER <small>PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN</small>	DR. C. RUNGE <small>PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small>
DR. R. EMDEN <small>PROFESSOR AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small>	E. JOSSE <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER <small>PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG</small>

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

11. März 1911.

Heft 5.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die vierspaltige Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reißner, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 2.) S. 53.
Der Flug ohne Motor. Vortrag gehalten im Wissenschaftlichen Centralverein am 12. November 1910. Von Baumeister Gustav Lilienthal. (Fortsetzung und Schluß.) S. 56.

Das Luftschiff der Siemens-Schuckertwerke und seine Halle. Von O. Krell. S. 61.
Umlauf-Motoren. Von G. Schendel. S. 64.
Praktische Flugzeug-Navigation. Von H. Boykow, k. u. k. Freg.-Lt. a. D. S. 66.
Sportl. Nachrichten. S. 68. — Patentschau. S. 68.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reißner, Aachen.

(Fortsetzung aus Heft 2.)

Das Entwerfen von Tragschrauben.

Während bisher Flächenausnutzung h , Kraftausnutzung ϑ und Gütegrad ζ nur an einzelnen Punkten des Halbmessers betrachtet wurden, soll jetzt Gesamthub und Gesamtleistung berücksichtigt und für das Entwerfen verwendet werden.

Es werde zunächst an folgendes erinnert: Es war das Verhältnis Widerstand zu Auftrieb des gradlinig bewegt gedachten Flächenteils

$$\frac{c_2}{c_1} \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta} = \beta$$

gesetzt worden und es wurde dieser Wert ein Minimum β_0 für einen günstigsten Luftstoßwinkel $\alpha = \alpha_0 = \sqrt{\delta^2 + \gamma^2} - \delta$ so daß:

$$2 c_2 / c_1 \alpha_0 = \beta_0.$$

Sodann stellte sich heraus, daß es zweckmäßig war, statt der ursprünglichen, unabhängigen, d. h. durch die

Leider hat sich in der Berechnung der Abhängigkeit zwischen der spezifischen Flügelvölligkeit $m = b c_1 / 2 \pi r \varrho$, der Ansaugungstangente $\tan \varepsilon_0 = v_0 / \omega r$ und dem Einfallswinkel des relativen Luftstroms $\alpha = i - \varepsilon_0$ ein Rechenfehler eingeschlichen, der, bevor wir weitergehen, durch die Richtigstellung der Ableitung der Gl. (16a) für m erst ausgemerzt werden muß.

Der Energiesatz, aus dem die fragliche Abhängigkeit sich ergibt, lautet für den Fall der Tragschraube nach Gl. (7) [1910, H. 24, S. 311]:

Abmessungen der Luftschraube gegebenen Veränderlichen, nämlich der Flügelbreite b und des Steigungswinkels i , andere Größen einzuführen, nämlich den Steigungswinkel der relativen Ansaugungsgeschwindigkeit ε_0 , gegeben durch die Beziehung $\tan \varepsilon_0 = v_0 / \omega r$, und den relativen Einfallswinkel des Luftstroms $\alpha = i - \varepsilon_0$.

Als spezifische Völligkeit wurde eingeführt die Größe $m = b c_1 / 2 \pi r \varrho$.

Die Gleichungen (8a) und (9a) ergeben dann als Hubkraft P und Drehmoment L für ein endliches Flügelstück, das vom Radius r_i bis zum Radius r_a reicht, wenn wir ε_0 und β als kleine Größen behandeln:

$$P = 2 \pi \varrho \omega^2 r_a^4 \int_{\xi_i}^1 d\xi \xi^3 m (\alpha + \delta)$$

$$L = 2 \pi \varrho \omega^2 r_a^5 \int_{\xi_i}^1 d\xi \xi^4 m (\alpha + \delta) (\varepsilon_0 + \beta),$$

wo mit $\xi = \frac{r}{r_a}$ der zum Außenradius r_a verhältnismäßige Abstand von der Drehachse bezeichnet wird.

$dL\omega = dr r \varrho v_0 (v_1^2 + \omega_1^2 r^2) + dr b c_1 \omega^2 r^3 (\alpha + \delta) (\beta \cos \alpha - \sin \alpha) / \cos^3 \varepsilon_0$.
Erinnern wir uns, daß wir $\tan \varepsilon_1 = v_1 / \omega r$, $\mu = \omega_1 / \omega$ gesetzt und mit Hilfe der Sätze von der Bewegungsgröße gefunden hatten:

$$\tan \varepsilon_1 = \frac{1}{2} \tan \varepsilon_0 + \frac{m (\alpha + \delta)}{\sin \varepsilon_0} (1 - \beta \tan \varepsilon_0)$$

$$\mu = \frac{m (\alpha + \delta)}{\sin \varepsilon_0} (\beta + \tan \varepsilon_0),$$

Drücken wir nun aus Gleichung (16b) die spezifische Völligkeit durch ε_0 und α aus in der Form:

$$2m(\alpha + \delta) = \varepsilon_0 (\sqrt{\alpha} + \sqrt{\alpha + \varepsilon_0})^2 \quad (16b)$$

und führen wir diesen Wert in die obigen Gleichungen ein, so erhalten wir:

$$P = 2\pi \rho \omega^2 r_a^4 \int_{\xi_1}^1 d\xi \xi^3 \frac{\varepsilon_0}{2} (\sqrt{\alpha} + \sqrt{\alpha + \varepsilon_0})^2 \quad (21)$$

$$L = 2\pi \rho \omega^2 r_a^5 \int_{\xi_1}^1 d\xi \xi^4 \frac{\varepsilon_0}{2} (\sqrt{\alpha} + \sqrt{\alpha + \varepsilon_0})^2 (\varepsilon_0 + \beta) \quad (22)$$

Aus der Form dieser Werte erkennt man, daß es zweckmäßig ist, als Kennziffern für ortsfeste Luftschrauben die folgenden dimensionslosen Größen einzuführen:

$$p = \frac{P}{2\pi \rho \omega^2 r_a^4} \text{ und } l = \frac{L}{2\pi \rho \omega^2 r_a^5},$$

wo p und l die obigen bestimmten Integrale sind. Die Koeffizienten p und l finden sich schon bei Ch. Renard.

Für die in den bestimmten Integralen auftretenden, zunächst ganz willkürlichen Größen ε_0 , α und β soll nun

ferner aus Gl. (9a) schreiben können:

$$dL = d\tau 2\pi \rho \omega^2 r_a^5 \frac{m(\alpha + \delta)}{\cos \varepsilon_0} (\beta + \operatorname{tg} \varepsilon_0),$$

so gewinnen wir durch Einsetzung dieser Beziehungen in den obigen Energiesatz für $\frac{m(\alpha + \delta)}{\cos \varepsilon_0} = \nu$ die quadratische Gleichung:

$$\nu^2 \frac{1 + \beta^2}{\cos^2 \varepsilon_0} - \nu \operatorname{tg} \varepsilon_0 \left[\operatorname{tg} \varepsilon_0 + 2\beta + \beta \operatorname{tg}^2 \varepsilon_0 - 2 \frac{\cos \alpha}{\cos^2 \varepsilon_0} (\beta - \operatorname{tg} \alpha) \right] + \frac{1}{4} \operatorname{tg}^2 \varepsilon_0 = 0.$$

Da diese Gleichung recht unhandlich ist und wir für gewöhnlich mit kleinen ε_0 und α zu tun haben, vereinfachen wir sie, indem wir Quadrate und Produkte von ε_0 und α gegen diese Größen selbst und gegen 1 vernachlässigen und erhalten:

$$m^2(\alpha + \delta)^2 - m(\alpha + \delta) \varepsilon_0 (\varepsilon_0 + 2\alpha) + \frac{1}{4} \varepsilon_0^4 = 0,$$

woraus folgt:

$$2m(\alpha + \delta) = \varepsilon_0 (\varepsilon_0 + 2\alpha \pm 2\sqrt{\alpha(\varepsilon_0 + \alpha)}) \\ = \varepsilon_0 (\sqrt{\alpha} \pm \sqrt{\varepsilon_0 + \alpha})^2 \quad (16b)$$

Die Entscheidung über die Wahl des Vorzeichens in Gl. (16b) ergibt sich, wenn man mit Hilfe von (16b) $\operatorname{tg} \varepsilon_1$ aus der darüber stehenden Gleichung ausrechnet und beachtet, daß für einen Propeller $\operatorname{tg} \varepsilon_1 > \operatorname{tg} \varepsilon_0$ sein muß, da die Abströmungsgeschwindigkeit offenbar größer als die Ansaugungsgeschwindigkeit sich herausstellen muß. Durch diese Bedingung zeigt sich, daß nur das positive Zeichen vor der Wurzel in Betracht kommen kann, also:

$$2m(\alpha + \delta) = \varepsilon_0 (\varepsilon_0 + 2\alpha + 2\sqrt{\alpha(\varepsilon_0 + \alpha)}) = \varepsilon_0 [\sqrt{\alpha} + \sqrt{\varepsilon_0 + \alpha}]^2 \quad (16b) \\ \operatorname{tg} \varepsilon_1 = \varepsilon_0 + \alpha + \sqrt{\alpha(\varepsilon_0 + \alpha)}.$$

Aus (16b) kann man offenbar auch die Ansaugungssteigung ε_0 durch spezifische Völligkeit m und Anstellwinkel i ausrechnen, indem man $\alpha = i - \varepsilon_0$ einsetzt, jedoch ergibt sich für ε_0 eine unbequeme Gleichung 4. Grades.

Während die Kraftausnutzung ϑ ihren Wert $1/\nu(\varepsilon_0 + \beta)$, wo $\nu = \omega r$ durch diese Berichtigung nicht ändert, wird der Wert der Flächenausnutzung $h = dP/2\pi r dr$ ein anderer als in Gl. (17). (17a) und (17b) gegeben, nämlich:

$$h = \frac{\rho \omega^2}{2} \varepsilon_0 (\sqrt{\alpha} + \sqrt{\alpha + \varepsilon_0})^2 \quad (17c)$$

Sie wächst also in etwas anderer Weise mit der Ansaugung ε_0 und dem Luftstoßwinkel α , wie früher angegeben. Durch die Kraftausnutzung ϑ drückt sich h nach (14a) dann aus, wie folgt:

$$h = \frac{\rho}{2} \vartheta^2 (1 - \beta \vartheta u) \left(1 - \beta \vartheta u + 2\alpha \vartheta u + 2\sqrt{\alpha \vartheta u (\alpha \vartheta u + 1 - \beta \vartheta u)} \right) \quad (17d)$$

eine Gleichung, die ebenfalls eine Abnahme der Flächenausnutzung mit wachsender Kraftausnutzung zeigt, aber in anderer Weise als früher errechnet.

die den verschiedenen Entwurfsaufgaben entsprechende günstigste Abhängigkeit von ξ bestimmt und weiterhin auch die günstigsten Radien und Umdrehungszahlen gewonnen werden.

Als die beiden wesentlich voneinander verschiedenen Aufgaben können hierbei die folgenden hingestellt werden:

1. Es wird für gegebene Antriebsleistung und Tourenzahl die Schraubenform und der Außenradius größter Hubkraft, oder 2. es wird für gegebene Antriebsleistung und gegebenen Außenradius die Schraubenform und die Umdrehungszahl größter Hubkraft gesucht.

Alle anderen Aufgaben, insbesondere diejenigen betreffend die kleinste Leistung bei vorgeschriebenem Hube werden durch die Lösungen der obigen beiden Aufgaben miterledigt.

Zunächst soll die bei allen Aufgaben gemeinsame Berechnung der allgemeinen funktionellen Abhängigkeit der Größen ε_0 und β von ξ durchgeführt werden. Die Fragen nach dem günstigsten Außenradius bzw. der günstigsten Umdrehungszahl beeinflussen diese Abhängigkeit nachher nur in dem Zahlfaktor eines Gliedes.

Auch der Renardsche Gütegrad bekommt jetzt einen anderen Wert, nämlich

$$\zeta^3 = \frac{h \vartheta^2}{2 \rho} = \frac{1}{4} (1 - \beta \vartheta u) \left(1 - \beta \vartheta u \left(1 - 2 \frac{\alpha}{\beta} \right) + 2 \sqrt{\beta \vartheta u \frac{\alpha}{\beta} \left(1 - \beta \vartheta u \left(1 - \frac{\alpha}{\beta} \right) \right)} \right)$$

Dieser Ausdruck wird wieder wie früher gleich Null für $\beta \vartheta u = 1$, d. h. für die größte mögliche Kraftausnutzung, aber er erreicht nicht wie früher die obere Grenze 1.

Für die Auswertung eignet sich besser die Ausdrückung durch ε_0 und α in der Form

$$4\zeta^3 = \frac{\tau^2 + 2\eta + 2\sqrt{\tau^2 + \eta^2}}{(\eta + k)^2} = \frac{\tau(\sqrt{\eta + 1} + 1)^2}{(\eta + k)^2}$$

wo $\tau = \frac{\varepsilon_0}{\alpha}$, $k = \frac{\beta}{\alpha}$ gesetzt ist.

Man erkennt sofort, daß das Maximum von ζ für einen möglichst kleinen Wert von β/α eintreten wird, während der günstigste Wert von η schwieriger festzustellen ist.

Das Minimum von $\beta/\alpha = c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha(\alpha + \delta)}$ tritt ein für

$$\alpha = \frac{\gamma^2}{\delta} \left(1 \pm \sqrt{1 + \left(\frac{\delta}{\gamma} \right)^2} \right)$$

wo wegen des seinem Wesen nach positiven Wertes von α nur das positive Vorzeichen gelten kann.

Nehmen wir als die günstigsten, noch wahrscheinlichen Koeffizientenwerte entsprechend einem größten Auftriebsverhältnis $\beta = \frac{1}{15}$, das bei einem Winkel $\alpha_0 = 0,05$ eintreten möge und

einem Nullauftriebswinkel $-\delta = 0,04$, $\gamma^2 = 0,0065$ an, entsprechend der Formel $\alpha_0 + \delta = \sqrt{\delta^2 + \gamma^2}$ (Gl. 15), so wird der Luftstoßwinkel für kleinstes β/α , $\alpha_1 = 0,344$ ($20^\circ 11'$) und damit $\beta_1/\alpha_1 = 0,029$.

Zeichnet man nun für verschiedene Werte von η eine Kurve für ζ , so findet man, daß diese zwischen $\eta = 0,9$ und $\eta = 2$ ein außerordentlich flaches Maximum von

$$\zeta_{\max} = 0,82$$

besitzt.

Dieses, den Werten der zuverlässigen und nachgeprüften Versuche (siehe Tabelle in Heft 2 S. 20) gut entsprechende Maximum des Renardschen Gütegrades würde also bei sehr großen Werten des Luftstoßwinkels und des Ansaugungswinkels entstehen, bei denen allerdings die Voraussetzungen unserer Ableitung über die Kleinheit dieser Größen versagen. Das Maximum verläuft aber auch in betr. von β/α sehr flach und wird z. B. bei $\alpha = 0,2$ immer noch gleich 0,795. Auch ist es wahrscheinlich, daß bei genauerer, die höheren Potenzen von ε_0 und α berücksichtigender Rechnung das Maximum sich noch etwas größer ergibt.

Auch die zu diesem Maximum gehörige Flügelbreite läßt sich aus (16b) angeben. Die zugehörige Kraftausnutzung ϑ ist bei den großen, dem Maximum entsprechenden Werten von α und ε_0 natürlich schlecht, wenn sie nicht durch sehr kleine Umfangsgeschwindigkeiten wieder gutgemacht wird.

Die Variationsrechnung lehrt nun, daß die Nebenbedingung vorgeschriebener Antriebsleistung $L\omega = N$ durch einen Multiplikator, etwa λ genannt, in der Weise berücksichtigt wird, daß der gewünschte extreme Wert unter Erfüllung der Nebenbedingung dann eintritt, wenn die Größe $P - \lambda L\omega$ ein Extremum ohne Nebenbedingung wird, wobei der konstante Faktor λ aus der Nebenbedingung $L\omega = N$ zu ermitteln ist.

Besonders einfach wird hier die Aufgabe dadurch, daß in den bestimmten Integralen keine Differentialquotienten auftreten¹⁾.

Es soll also einen ausgezeichneten Wert annehmen:

$$P - \lambda L\omega = 2\pi\rho\omega^2 r_a^4 (p - \lambda r_a \omega l) \\ = 2\pi\rho\omega^2 r_a^4 \int_{\xi_1}^1 d\xi \xi^3 \frac{\epsilon_0}{2} (\sqrt{\alpha} + \sqrt{\epsilon_0 + \alpha})^2 (1 - \lambda\omega r_a \xi (\epsilon_0 + \beta))$$

Damit dies eintritt, muß nach den Regeln der Variationsrechnung jedes Stück der Kurve, die durch den Integranden dargestellt ist, für sich die verlangte Eigenschaft des Extremums haben. Es müssen also ϵ und α , die voneinander unabhängig sind, solche Funktionen von ξ sein, daß verschwinden:

$$\frac{\partial}{\partial \epsilon} \text{ und } \frac{\partial}{\partial \alpha} \text{ von } \epsilon_0 (\sqrt{\alpha} + \sqrt{\epsilon_0 + \alpha})^2 (1 - \lambda\omega r_a \xi (\epsilon_0 + \beta))$$

Die Differentiation nach α liefert die eine der günstigsten Abhängigkeitsgleichungen der Größen ϵ_0 und α von ξ , nämlich:

$$1 - \chi (\epsilon_0 + \beta + \beta' \sqrt{\alpha (\alpha + \epsilon_0)}) = 0 \quad . \quad (23)$$

wo abkürzend gesetzt ist:

$$\chi = \lambda\omega r_a \xi \text{ und } \beta' = \frac{d\beta}{d\alpha}.$$

Die Differentiation nach ϵ_0 ergibt als zweite günstigste Abhängigkeit:

$$[2\epsilon_0 + \alpha + \sqrt{\alpha(\alpha + \epsilon_0)}] [1 - \chi (\epsilon_0 + \beta)] \\ - [\epsilon_0 + \alpha + \sqrt{\alpha(\alpha + \epsilon_0)}] \chi \epsilon_0 = 0 \quad . \quad (24)$$

Durch Einsetzen der ersten Gleichung in die zweite, läßt sich χ herausheben, und wir erhalten zwischen ϵ_0 und α die Beziehung:

$$\sqrt{\alpha(\alpha + \epsilon_0)} [\beta' (2\epsilon_0 + \alpha) - \epsilon_0] = (\epsilon_0 + \alpha) (\epsilon_0 - \beta' \alpha)$$

Durch Quadrieren dieser Gleichung und Fortheben von $\epsilon_0 + \alpha$ gewinnt man ϵ_0 in der Form:

$$\epsilon_0 = \beta' \alpha [2\beta' - 1 \pm \sqrt{(2\beta' - 1)^2 + 3}] \quad . \quad (25)$$

Von den Vorzeichen vor der Wurzel ist auch hier wieder dasjenige zu nehmen, das eine positive Ansaugungsgeschwindigkeit, d. h. eine positives ϵ_0 bedingt. Zur Entscheidung ist zunächst der Wert von

$$\beta' = \frac{d\beta}{d\alpha} = c_2/c_1 \left(1 - \frac{\delta^2 + \gamma^2}{(\alpha + \delta)^2} \right)$$

zu betrachten. •Der Wert des günstigsten Auftriebsverhältnisses β tritt für $\beta' = 0$, $\alpha = \alpha_0$ ein. Positiven Werten von β' entsprechen größere Werte von α , negativen β' kleinere Werte von α . Nun ist es klar, daß kleinere Winkel α als der günstigste α_0 nicht auftreten können, denn dann könnte man an dem betreffenden Flügelement immer durch Vergrößerung des Winkels auf α_0 erreichen, daß gleich-

zeitig Flächenausnutzung h (17c) und Kraftausnutzung \mathcal{P} (14a) ihre Werte vergrößern, wobei m , die spez. Flügelvölligkeit, so zu verändern wäre, daß ϵ_0 sich nicht ändert.

β' wird also positive und, wie sich unten noch genauer zeigen wird, in der Nähe des Außenrandes kleine positive Werte annehmen, so daß ϵ_0 nur bei positivem Wurzelvorzeichen positiv werden kann.

Gleichungen (23), (24) und (25) wollen wir als »Gleichungen des Problems« bezeichnen.

Bis hierher ist die Lösung für beide Maximalaufgaben dieselbe, da die Verschiedenheit erst beginnt, je nachdem die Umdrehungszahl oder der Außenradius vorgeschrieben ist.

Der Unterschied der Lösungen wird in der Bedeutung der Größe $\chi = \lambda\omega r_a \xi$ bzw. in dem Wert der Konstante $\lambda\omega r_a$ zutage treten. Bei beiden Aufgaben wird es rechnerisch das Bequemste sein, zu Werten α und β' , die von α_0 bzw. 0 aus wachsen, aus Gl. (25) das zugehörige ϵ_0 und aus Gleichung (23) das zugehörige χ zu suchen.

Winkelgeschwindigkeit vorgeschrieben, günstigster Außenradius gesucht.

Wird entsprechend der ersten Möglichkeit der zu einer vorgeschriebenen Winkelgeschwindigkeit ω gehörige, günstigste Außenradius gesucht, so hat man das bestimmte Integral $P - \lambda L\omega$ nach der oberen Grenze r_a zu differenzieren, was offenbar einfach den Integrandus für $r = r_a$ ergibt und diesen gleich Null zu setzen, wodurch die Bedingung entsteht:

$$\epsilon_a [\sqrt{\alpha_a} + \sqrt{\epsilon_a + \alpha_a}]^2 [1 - \chi_a (\epsilon_a + \beta_a)] = 0$$

wo der Index a die Zugehörigkeit der betrachteten Stelle zu r_a anzeigt.

Von diesen drei Faktoren muß mindestens einer verschwinden. Der mittlere könnte nur für ϵ_a und $\alpha_a = 0$ verschwinden, was aber nach dem Obengesagten nicht eintreten kann, da α nicht unter den günstigsten Kraftausnutzungswinkel α_0 heruntersinken darf.

Das Verschwinden der beiden äußeren Faktoren aber wird gleichzeitig eintreten, wie wir sehen, wenn wir die Gleichungen des Problems (23) und (24) hinzuziehen, die ja auch am Rande gelten müssen.

Setzen wir z. B. zuerst ϵ_a gleich Null, so liefert Gleichung (24)

$$1 - \chi_a (\epsilon_a + \beta_a) = 0$$

und Gleichung (23) daraus wieder:

$$\beta'_a \sqrt{\alpha_a (\alpha_a + \epsilon_a)} = 0$$

und damit $\beta'_a = 0$, $\alpha_a = \alpha_0$, $\beta_a = \beta_0 = c_2/c_1 2\alpha_0$

ferner, da am Rande $\xi = 1$, $\lambda\omega r_a = \frac{1}{\beta_0}$.

Damit ist bewiesen, daß die günstigsten Verhältnisse eintreten, wenn die Ansaugungsgeschwindigkeit am Außenrande $r = r_a$ auf Null sinkt und der Luftstoßwinkel und, weil $\epsilon_0 = 0$, damit auch der Steigungswinkel i den zu der größten lokalen Kraftausnutzung gehörenden Wert annimmt.

Nach innen zu werden jedoch die Luftstoßwinkel α größer, als dem günstigsten Einzelwert α_0 entspricht.

Die Untersuchung, ob es sich um ein Maximum, Minimum oder einen Niveauwert handelt, erübrigt sich wohl, da die Natur des Problems nur ein Maximum zuläßt.

Mit diesen Abhängigkeiten lassen sich nun die bestimmten Integrale \mathcal{P} und l , die Renardschen Koeffizienten, als

¹⁾ Ein Beweis der Richtigkeit dieses Verfahrens würde hier zu weit führen. Man schlage irgendeines der ausführlicheren Lehrbücher der Infinitesimalrechnung nach.

ein für allemal für unsere günstigste Schraubenform festliegende Werte auswerten. Um die Aufgabe zunächst prinzipiell zu Ende zu führen, sei einmal die Ausrechnung der Konstanten p und l , die von Leistung und Umdrehungszahl ganz unabhängig sind, als erledigt angesehen, dann könnte man aus den beiden Gleichungen

$$P_{max} = p \cdot 2 \pi \rho \omega^3 r_a^4 \quad L \omega = l \cdot 2 \pi \rho \omega^3 r_a^5$$

für jede gegebene Leistung $N = L \omega$ und jede vorgeschriebene Winkelgeschwindigkeit ω den zugehörigen günstigsten Außenradius r_a und die größte mögliche Hubkraft P_{max} ablesen. Man gelangt aber bei dieser Stellung der Aufgabe zu im Verhältnis zur erreichten Kraftausnutzung sehr großen Flügeln.

Außenradius vorgeschrieben, günstigste Winkelgeschwindigkeit gesucht.

Die Technik der Tragschrauben steuert dagegen auf das Ziel der zweiten Aufgabe zu.

Man sagte sich, daß große Radien und kleine Winkelgeschwindigkeiten jedenfalls eine gute Kraftausnutzung ergeben, und man wählte deshalb die Radien der Tragschrauben so groß, als es eben die Anforderungen an Gewicht und Versteifung, und die Umdrehungszahlen so klein, als es eben die Rücksicht auf Flächenausnutzung zuließen.

Dieser Entwurfsart entspricht die zweite Fragestellung, bei der der Außenradius gegeben ist und die günstigste Winkelgeschwindigkeit gesucht wird. Hier darf also nicht die Ableitung von $P - \lambda L \omega$ nach r_a , sondern diejenige nach ω muß zum Verschwinden gebracht werden, d. h.

$$\frac{d}{d\omega} (P - \lambda L \omega) = \frac{d}{d\omega} [2 \pi \rho r_a^4 \{p \omega^2 - \lambda l \omega^3 r_a\}] = 0.$$

Da aber nach den Gleichungen des Problems (23) und (24) ϵ_0 und α und damit p und l ebenfalls noch ω enthalten, haben wir das totale Differential nach ω aus den partiellen zusammensetzen nach der Regel:

$$\frac{d}{d\omega} = \frac{\partial}{\partial \omega} + \frac{\partial}{\partial \epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial \omega} + \frac{\partial}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial \omega}$$

und zwar darf, da die Grenzen des Integrals von ω unabhängig sind, unter dem Integralzeichen differenziert werden. Nun sind aber die Ableitungen des Integranden nach ϵ und α gleich Null, gingen doch gerade die Gleichungen des Problems (23) und (24) aus dieser Bedingung hervor, und deshalb erhalten wir für die günstigste Umdrehungszahl die folgende Maximumsbedingung:

$$\left. \begin{matrix} \xi=1 \\ \xi=0 \end{matrix} \right\} (2 \omega p - 3 \lambda \omega^2 r_a l) = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (26)$$

In dieser Gleichung sind die Unbekannten ω und λ sowohl explizite als implizite in den bestimmten, noch unbekannten Integralen p und l enthalten. Die Gleichung läßt sich in geschlossener Form wohl nicht lösen. Wir können sie aber auf eine Gleichung mit einer Unbekannten $\lambda \omega r_a$ zurückführen und einen bequemen Weg zu einer graphischen Auswertung angeben in folgender Weise:

Gleichung (25) werde mit $\lambda^4 r_a^4 \omega^3$ multipliziert und die Integrale p und l ausführlich hingeschrieben, so daß (25) die Form annimmt:

$$\int_{\lambda \omega r_a}^{\lambda \omega r_a} d\chi \chi^3 \frac{\epsilon_0}{2} [\sqrt{\alpha + \epsilon_0} + \sqrt{\epsilon_0}]^2 [2 - 3 \chi (\epsilon_0 + \beta)] = 0 \quad (26a)$$

Da die Gleichungen des Problems ϵ_0 und α als Funktionen von χ angeben, ist die einzige Unbekannte jetzt die obere Grenze $\lambda \omega r_a$ und diese ist dadurch bestimmt, daß bis zu ihr der Flächeninhalt des obigen Integrals gleich Null sein muß. Man zeichne nun die Kurve, die durch den Integrandus gegeben ist mit χ als Abszisse und verfolge

diese soweit, bis der Flächeninhalt des negativen Teils der Kurve durch den Flächeninhalt des positiven Teils der Kurve getilgt wird. Die so erhaltene Grenze gibt dann den Wert von $\chi_a = \lambda \omega r_a$ und damit die Renardschen Koeffizienten p und l , nachdem in den zugehörigen bestimmten Integralen die funktionelle Abhängigkeit der Gleichungen des Problems durch den Wert von $\lambda \omega r_a$ festgelegt ist.

Es ergeben sich offenbar andere Festwerte, etwa p_1 und l_1 genannt, bei dieser zweiten Fragestellung, wie bei der ersten Aufgabe. Nehmen wir sie einmal als berechnet an, so erlauben wieder die Ansätze

$$N = L \omega = l_1 2 \pi \rho \omega^3 r_a^5 \quad \text{und} \quad P_{max} = p_1 2 \pi \rho \omega^2 r_a^4$$

für eine Tragschraube gegebener Leistung N und gegebenen Außenradius r_a die günstigste Winkelgeschwindigkeit ω und die erreichbare Hubkraft P_{max} anzugeben, während (Gleichung (23) und (24)) ein für allemal die Flügelform und die Steigungswinkel als Funktionen des verhältnismäßigen Radius $\frac{r}{r_a}$ festlegt.

Im folgenden sollen nun die wichtigsten Zahlenergebnisse mitgeteilt werden, die erst eine Vorstellung von der technischen Bedeutung der oben mitgeteilten mathematischen Folgerungen geben können.

(Fortsetzung folgt.)

Der Flug ohne Motor.

Vortrag, gehalten im Wissenschaftlichen Centralverein am 12. November 1910.

Von Baumeister Gustav Lilienthal.

(Fortsetzung und Schluß.)

Die nächste Frage war nun: Wie verhalten sich die Dimensionen der Flügel segelnder Vögel und die nicht segelnder Vögel zu dieser Erscheinung? Studien in unserem zoologischen Museum gaben bald hierüber Aufschluß.

Durch die Güte des Herrn Direktor Brauer und des Herrn Professor Reichnow wurde mir die photographische Aufnahme und Messung mehrerer Vogeltypen gestattet. (Fig. 13—20). Hierdurch stellte ich nachstehende Verhältnisse fest:

	Dicke der Flügel zur Breite		Ausdehnung des dicken Flügelteiles z. ganzen Länge
	am Oberarm	an der Hand	
Fasan	1 : 20	1 : 30	0,4
Brandgans . .	1 : 17	1 : 15	0,35
Krähe	1 : 13	1 : 20	0,35
Milan	1 : 8	1 : 14	0,5
Schwan	1 : 6 3/4	1 : 13	0,6
Steinadler . .	1 : 5 1/2	1 : 13 1/2	0,66
Pelikan	1 : 6	1 : 13	0,7
Albatros . . .	1 : 5	1 : 8	0,75

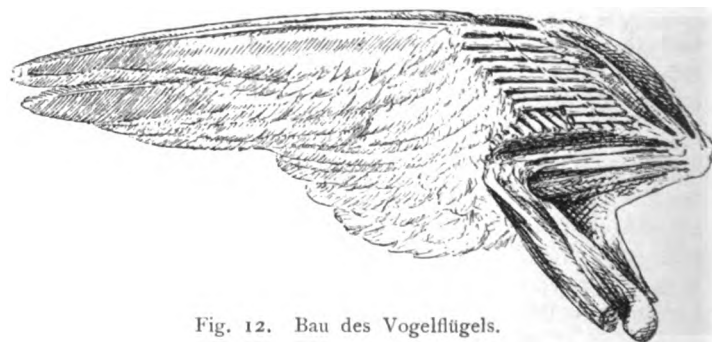


Fig. 12. Bau des Vogelflügels.

Fasan und Brandgans sind nicht imstande zu segeln. Die Krähe segelt und kreist sehr selten und scheinbar nur unter gewissen besonders günstigen Windverhältnissen. Von den übrigen Seglern ist der Albatros der hervorragendste. Bei diesem Vogel erreicht die Dicke des Flügels 1/6 der Breite

und an dem Ende der Hand am Austritt der Schwungfedern ist der Flügel noch 2 cm stark.

Aus konstruktiven Gründen erfordert der Flügel keineswegs eine solche Verdickung, wie wir es z. B. beim Schwan sehen. Der Flügel ist am Ober- und Unterarm $4\frac{1}{2}$ cm stark. Der Knochen mit den umgebenden Häuten hat nur einen Durchmesser von 1,5 cm. Die verbleibenden 3 cm werden durch einen dicken Federpelz an der Oberseite und durch mehrere Federlagen an der Unterseite gebildet. Besonders auffällig hierbei ist die Ausgleichung des Hohlraumes an der Unterseite hinter dem Streckmuskel der Armknochen und der oberen Deckfederlage. Drei straffe Federlagen in abgestufter Länge überbrücken diese Höhlung und bewirken ein allmähliches Auslaufen der Verdickung zum feingeförmten Hinterrand. Beim Schwan sind die Enden dieser Federn nach unten gekräuselt. Dieselben liegen aber unter Belastung jedenfalls dicht an, da sie sehr weich und elastisch sind.

Wenn wir unser Flugzeug dem Vogelflügel nachbilden, so glaube ich, werden wir mit demselben auch den gleichen Luftwiderstand erzeugen. Dieser Luftwiderstand, erzeugt

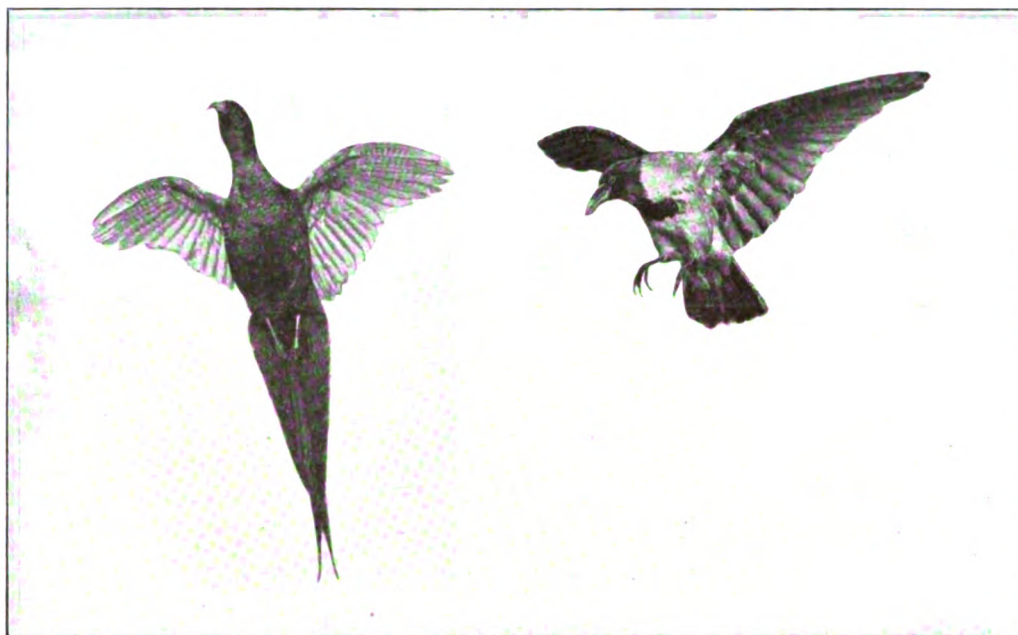


Fig. 14. Fasan.

Fig. 15. Krähe.

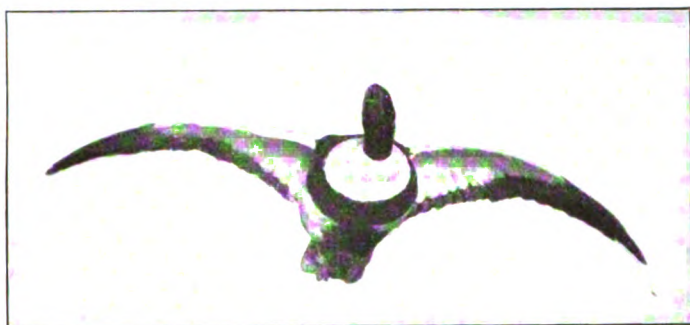


Fig. 13. Brandgans.

durch den Wind auf horizontal gelagerte Flächen, wird dann nicht nur hebend, sondern noch nach vorn gerichtet treibend wirken. Wir würden wie der Vogel den »müheleisen Segelflug« ausüben können.

Die Tragflächen würden dann nicht wie jetzt bei 2 m Breite 6 bis 8 cm Dicke haben, sondern 25 bis 30 cm; ein Gedanke, bei dem heute noch manchem Flugzeugerbauer eine Gänsehaut überlaufen mag.

Ich bin der Ansicht, daß es uns bei Nachahmung des Segelflugs nicht so leicht gelingen wird, die höchste Vollkommenheit, wie sie der Albatros besitzt, gleich zu erreichen und wie dieser Vogel frei vom Sitz aus nur durch Ausstrecken der langen schmalen Schwingen sich nicht nur zu erheben, sondern auch gegen den Wind zu gleiten. Wir werden uns wohl zuerst mit einem Fluge wie dem des Bussards oder des Storchs bescheiden müssen. Diese Vögel erreichen erst durch

den Ruderflug solche Höhen, in denen sie einen Wind vorfinden, der genügt, um ihren Tragflächen den erforderlichen Druck zum Segelflug zu verleihen. Geht nun hieraus hervor, daß der Weg zum müheleisen Segelflug nur über die Brücke des Ruderfluges führt, so zwingt uns die Notwendigkeit ebenso wie den Vogel, mit einem Segelflugzeug auch den Ruderflug ausüben zu können.

Ein Segelflug mit einem Flugzeug, wie es unsere modernen Flieger haben, ist ganz undenkbar. Die zeitweilig außer Betrieb gesetzte Schraube würde eine sehr große Behinderung sein, ebenso der Motor und Zubehör zuviel Stirnwiderstand verursachen.

Wir müssen daher versuchen, ob nicht ein anderer Weg beschritten werden kann.

Praktischen Wert kann das Flugzeug nur erhalten, wenn es gestattet, auch bei ganz mäßigem Wind zu fliegen. Mäcene könnten sich später verdient machen durch Aussetzen von Preisen für einen Flug bei Windstille. Für Ruderflug mit Menschenkraft bei Windstille reichen die Druckkoeffizienten der dünnen gewölbten Fläche noch nicht aus. Ob die verdickte gewölbte Fläche die Eigenschaften hat, in ruhiger Luft bewegt, genügende Tragkraft zu besitzen, dieses müßte erst noch durch quantitative Messungen untersucht werden.

Ein Segeln bei Windstille ist auch den Vögeln versagt. Wir haben gesehen, daß bei 3 bis 4 m Wind unter Verwendung verdickter Tragflächen ein Auftrieb entsteht wie in 6 bis 8 m Windgeschwindigkeit bei der dünnen gewölbten Fläche. Es können daher die von uns für letztere gefundenen Druckkräfte und Druckrichtungen bei der Berechnung eines

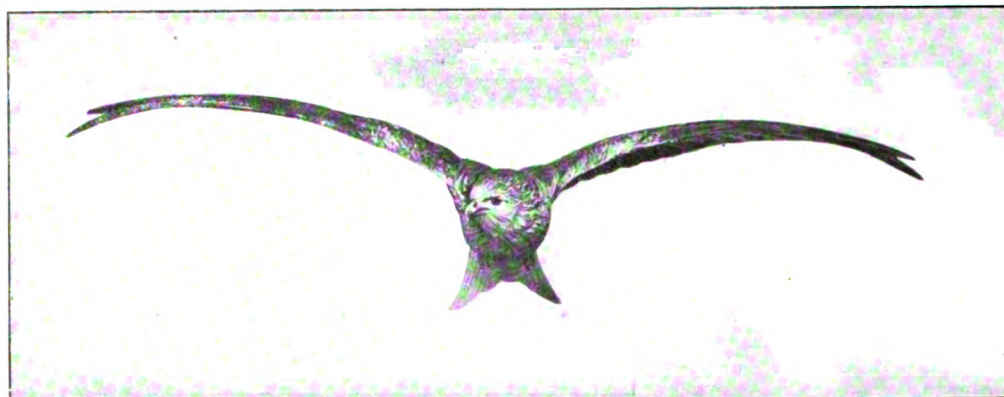


Fig. 16. Milan.



Fig. 17. Schwan, Vorderansicht.

Schlagflügelapparates für 3 bis 4 m Wind in Ansatz gebracht werden. Der durch Umrisse auf Fig. 21 dargestellte Schlagflügel soll auf seine Trag- und Treibwirkung untersucht werden. Die Darstellung ist nur schematisch unter Auslassung aller Konstruktionseinzelheiten.

Der innere Teil der Flügel, je 15 qm groß, besteht aus der eigentlichen Tragfläche und die den Ausschlag ausführende Spitze von je 2,8 qm Fläche. Der Flügel ist also nach Art des Möwenflügels gebildet mit starker Längenverdrehung beim



Fig. 18. Schwan, Seitenansicht.

Auf- und Niederschlag. Es wurde diese Form dem Schwungfedertyp der Raub- und Sumpfvögel der leichteren Ausführbarkeit wegen vorgezogen.

Es ist vorausgesetzt, daß in einem Wind von 4 m der Apparat sich mit 8 m vorwärtsbewegt, also zur Luft $4 + 8 = 12$ Geschwindigkeit hat. Es soll das Gewicht dreier Personen von 215 kg gehoben werden und außerdem das Gewicht des Apparates 85 kg betragen.

Ich untersuche zunächst die Wirkung der beweglichen Flügelspitze. Der Ausschlag der Flügel soll in der eingezeichneten Weise stattfinden (Fig. 22). Die ganze Spitze ist in vier Teile, A, B, C, D, zerlegt. Der Aufschlag soll $\frac{2}{5}$, der Niederschlag $\frac{3}{5}$ Sekunden währen. Das untere Diagramm zeigt die Bahnen der einzelnen Spitzenteile beim Auf- und Niederschlag. Die sekundlichen Geschwindigkeiten der Teile sind an den Bahnlinien eingezeichnet.

Durch Ansatz der durch die Messungen im Wind er-

haltenen Lilienthalschen Koeffizienten (Vogelflug, Tafel V) sind Drucklinien errechnet und mit der entsprechenden Richtung nach einheitlichem Maßstab in das Schema der Flugbahn eingetragen. Durch die punktierten Linien ist die Resultierende in ihre senkrechte und horizontale Komponente zerlegt eingezeichnet.

Beim Niederschlag erkennen wir die beträchtliche Hebewirkung und den Vorwärtzug, während beim Aufschlag

die Vertikaldrucke nur gering und die Horizontalkräfte rückwärts, also hemmend gerichtet sind. Durch Versuchsrechnung verschiedener Stellungen der Flächen auf ihren Flugbahnen hat sich die in dem Diagramm (Fig. 23) dargestellte Richtung ergeben. Beim Niederschlag war diejenige Lage bestimmend, welche den größten Vorwärtzug ergab. Dies war die parallele Richtung der Sehne mit der Flugbahn. Beim Aufschlag wurden die Flächenteile in eine solche Lage gebracht, daß ein möglichst geringer Rückwärts-



Fig. 19. Albatros.

druck entstand. Dies ist bei dem Flächenteil A bei einer Neigung der Sehne von -6° unter die Flugbahn der Fall. Bei B, C und D gibt -7° , -8° und bzw. -9° für die Spitze die günstigsten Verhältnisse. Verhältnismäßig ungünstig für die gesamte Kraftwirkung ist der Rückwärtsdruck der Spitze D. Um diese Wirkung auszuschalten, soll der schlagende Teil des Flügels beim Aufschlag rückwärts gedreht werden und sich erst nach vollendetem Aufschlag



Fig. 20. Pelikan.

wieder vorschnellen. Hierdurch vermindert sich das Flächenareal so weit, daß der Teil D ganz vernachlässigt werden kann. Wie wir aus den Momentaufnahmen Mareys wissen, legt auch der Vogel die Spitze beim Aufschlag zurück, und erst nach Vollendung desselben wird der Flügel wieder gestreckt. Die Betrachtung der Kräftewirkung läßt den Zweck dieses Manövers deutlich erkennen. Ganz rechts auf der Zeichnung in Fig. 24 sind die Größen der Summe der Kräfte des Niederschlags und des Aufschlags aufgetragen. Es wirken beim Niederschlag 30,35 kg aufwärts und 8,16 kg treibend, beim Aufschlag 9,96 kg aufwärts und 3,37 kg hemmend für einen Flügel.

Summe der Kräfte für zwei Flügel.

Niederschlag		Aufschlag	
hebend	treibend	hebend	hemmend
60,7 kg	16,32 kg	19,92 kg	6,74 kg

Die Wirkung der Tragflächen bei horizontaler Lage und 12 m/Sek. Geschwindigkeit ist

$$= 30 \cdot 12^2 \cdot 0,13 \cdot 0,52 = \frac{292, —}{352,7 \text{ kg}} \quad \frac{292, —}{311,92 \text{ kg}}$$

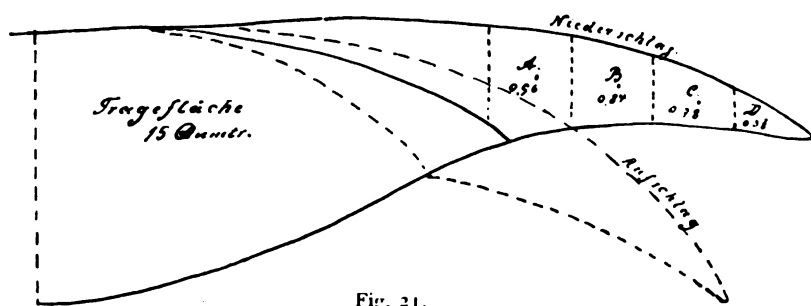


Fig. 21.

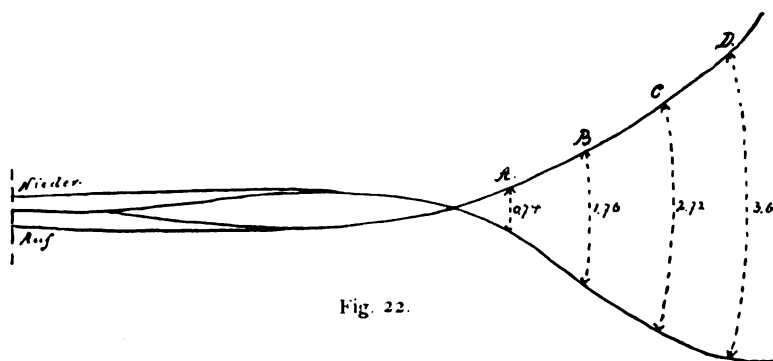


Fig. 22.

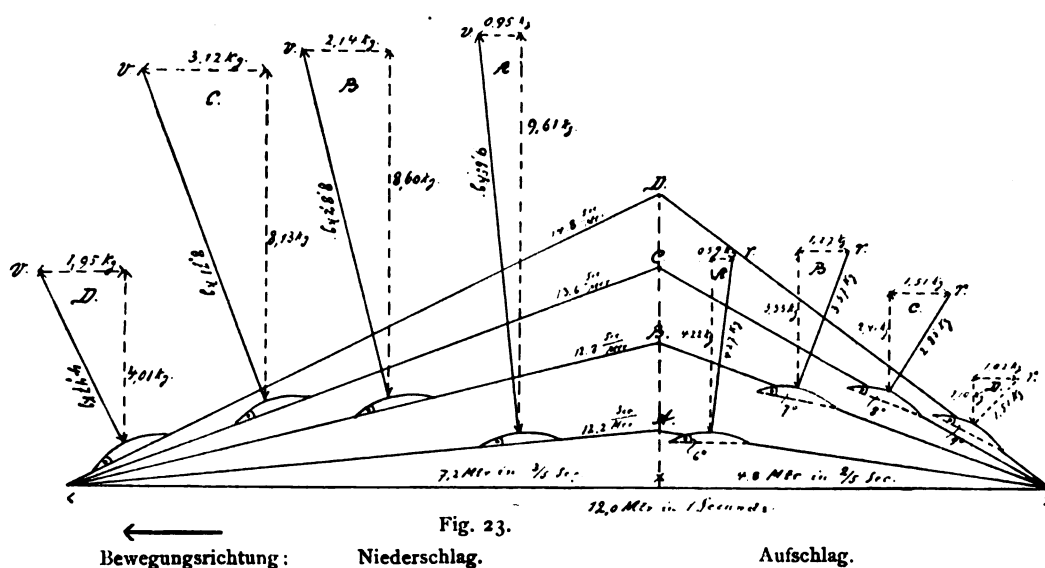


Fig. 23.

Bewegungsrichtung:

Niederschlag.

Aufschlag.

Fig. 21—24.

Übertrag	Niederschlag		Aufschlag	
	hebend	treibend	hebend	hemmend
Der Stirnwiderstand wird durch den zugespitzten Schirm, hinter welchem die 3 Personen sitzen, hervorgerufen und beträgt für 0,75 qm Stirnfläche	352,7 kg	16,32 kg	311,92 kg	6,74 kg
0,75 · 12 ² · 0,13 · 0,5 . . .	7,0 kg		7,0 kg	
für die Zeit des Nieder- und Aufschlags.	9,32 kg		13,74 kg	
In Abzug kommt das Gewicht	300, — „		300, — „	
bleiben	52,7 kg		11,92 kg	
Da die Kräfte des Aufschlags nur 2/3, so lang wirken als der Niederschlag, so kommt der Wert derselben mit 2/3 multipliziert in Abzug resp. zur Addition . . .			+ 2/3	
			7,9 kg	
In 2/3 Sek. erzeugt. Auftrieb	60,6 kg	u. 0,16 kg	Vortrieb	
Auf 1 Sek. verteilt × 3/2 =	Auftrieb	36,36 kg	u. 0,10 kg	„

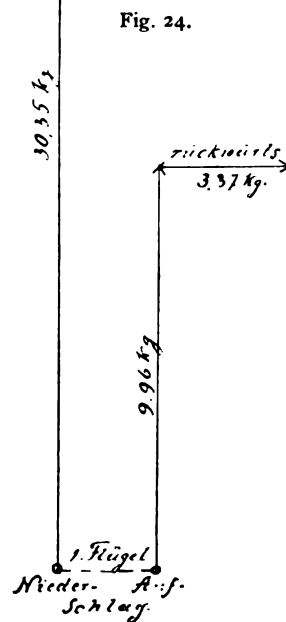


Fig. 24.

Während also der Vorwärtzug des Niederschlages ziemlich aufgebraucht wird, verbleibt für Steigung noch ein Druck von 36,36 kg.

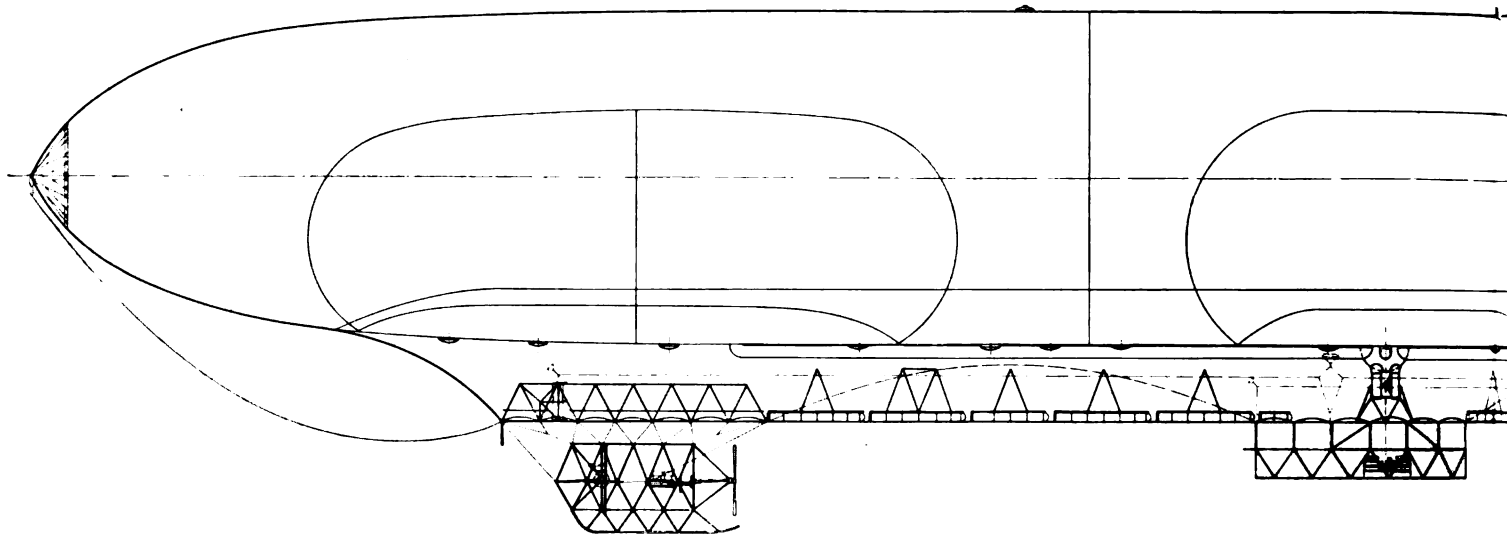
Es ist so die Möglichkeit des Ruderfluges hergestellt unter der Voraussetzung, daß die Flügelenden in einer Sekunde einen Schlag ausführen. Zu untersuchen bliebe aber noch, ob die drei Personen, deren Stirnwiderstand durch einen keilförmigen Zelluloidschirm gemindert wird, die hierzu erforderliche Arbeit leisten können.

Die Berechnung ist sehr einfach. Wir kennen die Kräfte, welche auf die einzelnen Flächenteile wirken und wir kennen auch die Länge der Wege. Die Multiplikation beider ergibt die Arbeitsleistung. Die Tabelle zeigt die Durchführung dieser Rechnung.

Diese Rechnung ist natürlich nur als Fingerzeig zu betrachten. Wahrscheinlich wird sich die Arbeit noch etwas günstiger stellen, wenn man die Schlagwirkung mit in Rechnung zieht.

Nach meinen Messungen mit gewölbten Flächen bei gleichzeitiger Vorwärtsbewegung erzeugen Flügelschläge bei einer Richtung der Schlagbahn von 23° noch den 4-fachen und bei 17° noch den 2,3-fachen Druck gegenüber der theoretischen Rechnung. Um die Wurzel dieser Druckvermehrung könnten die betreffenden Flügelteile langsamer schlagen, natürlich unter Berücksichtigung, daß ein Teil der Vermehrung durch den Aufschlag als Hemmung des Vortriebes abgerechnet werden muß.

Ein abschließendes Urteil über die Druckvermehrung wird sich allerdings erst aus Versuchen mit tordierenden gewölbten Schlagflächen bilden lassen. Die nach dieser Richtung von mir



Zum Aufsatz Krell. Fig. 6. Zeichnung des St.

Arbeit beim Aufschlag:

Kraft	Weg des Flügelausschlags	
A) 4,22	$\times 0,74 =$	3,52 mkg
B) 3,33	$\times 1,76 =$	5,86 "
C) 2,41	$\times 2,72 =$	1,55 "
D) Durch Rückwärtslegen der Spitze beseitigt		
1 Flügel in 2/5 Sekunden		15,93 mkg
2 "		31,86 "

Dieser Druck ist gewonnen durch die Ausnutzung des Vorwärtsdruckes, erzeugt durch die Arbeit des Niederschlages, kommt daher von der Arbeitsleistung des Niederschlages in Abzug.

Arbeit beim Niederschlag:

Kraft	Weg des Flügelausschlags	
A) 9,61 kg	$\times 0,74 =$	7,71 mkg
B) 8,60 "	$\times 1,76 =$	15,13 "
C) 8,13 "	$\times 2,72 =$	22,11 "
D) 4,01 "	$\times 3,60 =$	14,43 "
1 Flügel in 3/5 Sekunden		59,38 mkg
2 "		118,76 "
Gewinn des Aufschlags		31,86 "
		86,9 mkg

Bei der Berechnung dieser Arbeit war gemäß dem Früheren ein Überschuß an Auftrieb von 36,36 kg angenommen, der zur Erhebung des Flugzeuges dient. Für den horizontalen Flug genügt es, statt $300 + 36,36$ kg bloß 300 kg zu haben. Dies wird erreicht, wenn alle Bewegungen (Vorwärtsflug und Schlagbewegung im Verhältnis

$$\sqrt{\frac{300}{336,36}} = 0,945$$

verlangsamt werden. Die Arbeitsleistung fällt dadurch im Verhältnis $0,945^3 = 0,844$;

dies gibt	$86,9 \cdot 0,844 =$	73,3 mkg/Sek.
hierzu für Reibung		4,7 "
für 3 Personen		78 mkg/Sek.
für 1 Person		26 "

in Angriff genommenen Versuche wurden durch Einsetzen der rauhen Jahreszeit unterbrochen.

Als Probe auf das Exempel möchte ich noch folgendes feststellen. Die Gleitflüge meines Bruders in den Stöllner Bergen hatten zur Erde eine Geschwindigkeit von 5 Sek./m; sie verbrauchten eine Fallhöhe von 18 m. Das Gesamtgewicht betrug 105 kg und die Fluglänge 300 m. Dies ergibt einen sekundlichen Kraftverbrauch bei einer Flugdauer von

$$\frac{300}{5} = 60 \text{ Sek. von } \frac{105 \cdot 18}{60} = 30,5 \text{ mkg/Sek.}$$

Wäre diese Arbeit in tragenden Luftwiderstand umgesetzt worden, so würde der Flug nicht fallend, sondern horizontal ausgeführt worden sein. Obgleich der Stirnwiderstand bei den Gleitfliegern sehr ungünstig groß war, so hätte ein Mann dennoch diese Arbeit eine kurze Zeit leisten können.

Wir sehen also, daß auch mangelnde Kraft uns nicht an der Ausführung von Schlagflügelapparaten zu hindern braucht.

Weshalb ich selbst nicht an die Ausführung herantrete, bin ich wiederholt gefragt worden. Um eine solche Ausführung mit Erfolg vorzunehmen, müssen m. E. noch weitere Studien gemacht werden. Besonders ist noch festzustellen, ob nicht die Reibung, welche das Federkleid des Vogels verursacht, günstiger wirkt, als die von uns gewöhnlich verwendeten Materialien.

Ganz besonders sind noch die Druckkoeffizienten genau festzustellen, welche sich bei der Verwendung von Flächen von mindestens 10 qm ergeben. Umfassende Versuche müssen bzgl. der Gleichgewichtserhaltung angestellt werden, und zwar in möglichst windiger Gegend an der See auf einem flachen Strande.

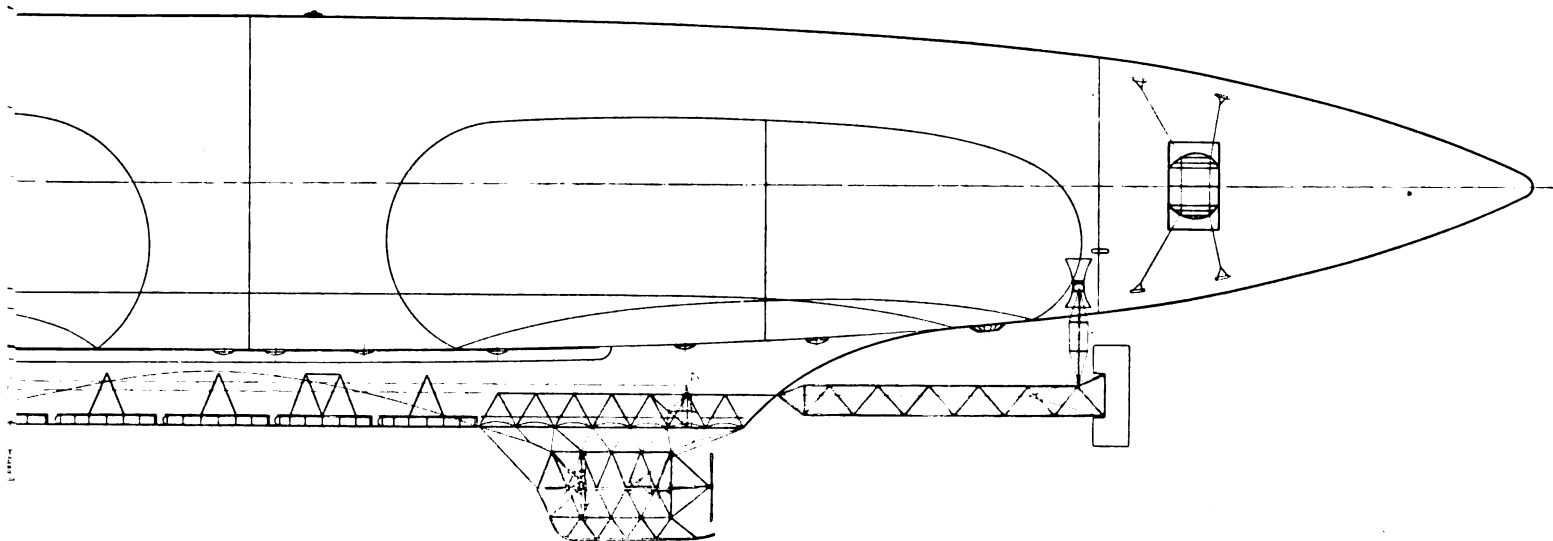
Für den einzelnen sind diese Arbeiten besonders als Nebenamt zu zeitraubend und zu kostspielig. Es ist von Herrn Geh. Regierungsrat Busley vorgeschlagen worden, zu diesem Zweck eine Studiengesellschaft zu bilden, wie die Engländer auf Anregung Maxims es getan haben. Ich hoffe,

daß diese Idee Anklang finden wird, und daß wir so den Vorsprung, welchen Amerikaner und Franzosen vor uns erreicht haben, nicht nur einholen, sondern auch bald überholen werden.

Die Gefahr des Fliegens wird sich bedeutend vermindern, denn abgesehen von der größeren Stabilität der gebogenen Langprofile und der gedrehten Spitze der Flügel kann das Gleichgewicht durch einen unsymmetrischen Ausschlag der Flügel jederzeit wieder hergestellt werden. Erst so wird die Menschheit von der Kunst des Fliegens einen ungetrübten Genuß haben.

Motoren, die im Notfall alle zur Überwindung kritischer Situationen ausgenutzt werden können, während die gleichgroßen Z.-Schiffe mit zwei solchen Motoren sich begnügen mußten. Allerdings wird das durch das fehlende starre Gerüst in Wegfall kommende Gewicht nicht voll gewonnen insofern, als die zum Antrieb der Ballonetventilatoren bei Prallschiffen erforderlichen Motoren und sonstigen Einrichtungen in diesem System anhaftendes notwendiges Übel darstellen. Immerhin bleiben, rund gerechnet, bei dieser Ballongröße von dem Gerüstgewicht 3 bis 4 t zur Vergrößerung der Maschinenanlage usw. bei einem Prallballon verfügbar.

Was nun die Wahl der Ballongröße selbst anbelangt, so lag es nahe, mit den Dimensionen beim ersten Versuch



Siemens-Schuckert-Luftschiffes. Seitenansicht.

Das Luftschiff der Siemens-Schuckertwerke und seine Halle.

Von O. Krell.

Als an die Erbauer des nachbeschriebenen Motorballons, nämlich die Siemens-Schuckertwerke und die Siemens & Halske Aktiengesellschaft vor etwa drei Jahren die Aufgabe herantrat, sich wegen des zu wählenden Systems und der Größe des projektierten Luftschiffes schlüssig zu werden, war es notwendig, sich über die Vor- und Nachteile der verschiedenen Systeme klar zu werden.

Das Starrsystem erschien damals schon durch den Grafen Zeppelin soweit durchgebildet, daß ein wesentlicher Gewinn für die Ballontechnik durch die Mitarbeit der genannten Firmen an diesem Typ nicht erwartet werden konnte. Es schien vielmehr eine dankbare Aufgabe zu sein, an einem größeren Ballon die technischen Vorteile, die sich aus der Ersparnis eines starren Gerüsts ergeben könnten, durch eine Versuchsausführung praktisch zu erproben, und so entschloß man sich, ein Fahrzeug zu bauen, das so wenig wie möglich starre Teile besaß; selbstverständlich verschlossen sich die Konstrukteure nicht der Erkenntnis, daß alle Systeme, also auch dasjenige der unversteiften Prallballons, grundsätzliche Nachteile besitzen, die zwar durch zweckmäßige Konstruktionen gemildert, aber niemals ganz zum Verschwinden gebracht werden können.

Durch einen später noch näher zu besprechenden Versuch wurde praktisch die Möglichkeit nachgewiesen, auch einen langgestreckten Prallballon so steif zu bauen, daß das Gewicht, welches beim starren System für die Formerhaltung aufgewendet wird, zum größten Teile dazu benutzt werden könnte, die Maschinenreserven und sonstige die Betriebssicherheit erhöhenden Einrichtungen zu vermehren und auf diese Weise gleichzeitig eine größere Energie für die Erzeugung der Fluggeschwindigkeit bereitzustellen. So trägt z. B. der S.S.-Ballon bei einem Gasvolumen, das demjenigen der kleineren Z.-Schiffe ungefähr gleichkommt, 4 Stück 125 PS-

keinen allzugroßen Schritt vorwärts zu machen; wenn dies trotzdem nicht geschah, so war hierfür die Überlegung maßgebend, daß bis zur Fertigstellung des zu erbauenden Ballons sicher auch die anderen den Ballonbau betreibenden Stellen in Deutschland und auch im Ausland ebenfalls mit Neukonstruktionen in der Größenordnung von ca. 5500 bis 6000 cbm Gasinhalt auf dem Plan erscheinen würden, und es wäre eine anmaßende Hoffnung gewesen, daß dann die Konstruktion der S.S.W., deren Konstrukteuren nicht die Erfahrungen zu Gebote standen wie den anderen, auch nur annähernd sich hätte mit den fremden Ausführungen messen können. Nachdem aber die Erbauer des S.S.-Versuchsballons lediglich den Zweck verfolgten, durch ihre Studien auf diesem Gebiet mitzuarbeiten an den Fortschritten der Ballontechnik, so erschien es gerechtfertigt, eine Ballongröße zur Ausführung zu bringen, die durch ihre Dimensionen selbst die Konstrukteure zwingen mußte, neue Probleme zu lösen und gerade die durch die Größe des Ballons sich darbietenden Konstruktionsschwierigkeiten zu überwinden, eine Arbeit, die doch einmal von irgendeiner Seite geleistet werden mußte.

Es wurde daher beschlossen, einen Ballon von ca. 10 000 cbm Inhalt zu bauen. Im Laufe der Konstruktion erwies es sich als notwendig, diesen Gasinhalt schrittweise auf 11 000 und schließlich auf 13 000 cbm festzusetzen. Diese nachträglichen Vergrößerungen des Gasinhalts wurden hauptsächlich bedingt durch die von militärischer Seite — und nur für militärische Verwendungszwecke ist der Ballon gedacht — verlangte Steighöhe, sowie durch die Notwendigkeit, statt des bisher üblichen zweifachen Ballonstoffes solchen von drei Stofflagen und entsprechenden Gummilagen zu verwenden.

Eine der Hauptfragen der Konstruktionsarbeiten bildete die Untersuchung der Luftschrauben. Für die Nutzeffektbestimmungen wurde die auf dem Gelände der Siemens-Schuckertwerke am Nonnendamm vorhandene Kreisbahn (von etwa 270 m Durchmesser) für Schnellbahnversuche und eine ältere elektrische Schnellbahnlokomotive verwendet. (Fig. 1 u. 2.) Auf letzterer wurde der zum Antrieb der Luft-

schraube erforderliche Motor mit Vorgelegen nebst allen Meßinstrumenten zur Bestimmung der in die Propeller eingeleiteten Energie, der Tourenzahl etc. angebracht, während gleichzeitig eine Vorrichtung den vom Propeller erzeugten Schub dauernd zu messen gestattete. Durch diese Einrichtung war es möglich, genaue und einwandfreie Ergebnisse über den Wirkungsgrad der Luftschrauben zu erhalten¹⁾. Eine besondere Schwierigkeit bildete auch die richtige Dimensionierung und Formgebung sowie die richtige Wahl des Materials mit Rücksicht auf die auftretenden Zentrifugalkräfte und die Beanspruchung durch Schwingungs- und Resonanzerscheinungen. Die Schrauben-

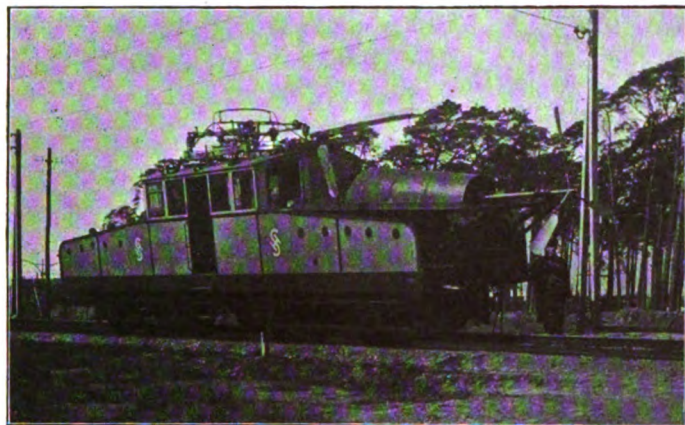


Fig. 1. Elektrische Lokomotive mit Einrichtung für Propeller-Versuche.

versuche bildeten überhaupt den kostspieligsten Teil der ganzen Vorversuche für den Ballon, was begreiflich erscheint, wenn man bedenkt, daß weit über 20 nach Form und Konstruktion verschiedene Schrauben erprobt wurden. Die beigefügten Fig. 3 a–f zeigen einige der versuchten Propeller- bzw. Naben-Konstruktionen.

Als Form für den Ballonkörper wurde die Torpedoform gewählt, die sich nicht nur aus technischen Versuchen, sondern auch aus dem Vorbild der Fische als die richtigste Form zur Fortbewegung in Flüssigkeiten ergeben hat. Das Streckungsverhältnis beträgt rund 1 : 9 und ergibt sich aus der Länge von 118 m und dem Durchmesser von 13,2 m. Der Inhalt



Fig. 2. Elektrische Lokomotive mit Einrichtung für Propeller-Versuche.

des Ballons beträgt hierbei 13 000 cbm. Es handelte sich bei der Konstruktion eines so langgestreckten unversteiften Prallballons um die Aufgabe, durch möglichst gleichmäßige Verteilung der Last zunächst die maximalen Biegemomente

¹⁾ Aus den Versuchen ging hervor, daß bei der Beschränkung des Durchmessers der Propeller auf 3 m sowie unter Berücksichtigung ihres Einbaus in den Gondeln der in Aussicht stehende Wirkungsgrad auf ca. 60% zu veranschlagen ist.

so gering wie möglich zu halten. Hierdurch ergab sich die Verteilung der Last in drei Gondeln, von denen die vordere und hintere Gondel gleichartig als Maschinengondeln ausgebildet wurden, während die mittlere Gondel als Führer- und Passagiergondel dient. Die Zwischenräume zwischen den drei Gondeln wurden dazu benutzt, um den Benzinvorrat und den Wasserballast unterzubringen.

Zur Aufhängung der drei Gondeln wäre eine Takelung aus sehr vielen Stahlseilen erforderlich gewesen, deren Gesamtluftwiderstand sehr hoch geworden wäre. Man hat deshalb dazu gegriffen, die Gondeln an zwei sich in einer Kante vereinigenden etwa 70 m langen Stoffbahnen aus doppeltem Ballonstoff aufzuhängen, die sich nach oben tangential an die Flanken des Ballons anschließen und vorn und hinten bug- und heckartig zusammenlaufen. Dadurch entsteht ein Kanal von dreieckigem Querschnitt, der nach oben zu von der Unterseite des Ballonkörpers und an den Seiten von den Stoffbahnen begrenzt wird. An der unteren Kante dieser Stoffbahnen sind nun die Gondeln in der Weise aufgehängt, daß die in einzelnen Knotenpunkten konzentriert angreifenden Lasten dadurch gleichmäßig auf die Stoffbahnen übertragen werden, daß zwischen diesen Punkten Stahlseile in bogenförmigen Säumen nach der Form der Kettenlinie angelegt sind. Die Stoffbahnaufhängung hat nun den Vorteil, einen viel geringeren Luftwiderstand zu erzeugen, als eine gleichwertige Takelung; ferner ist sie ein Mittel, das in beinahe idealer Weise die in den Gondeln konzentrierten Lasten gleichmäßig auf den eigent-

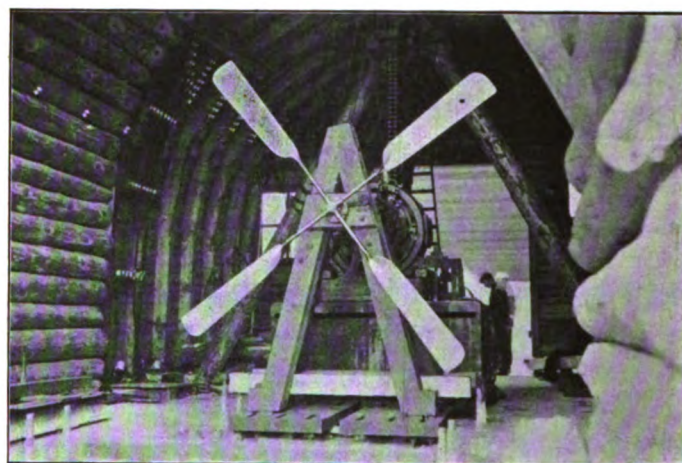


Fig. 3 a. Versuchsanordnung für Propeller im Schleuderraum.

lichen Ballonkörper zu übertragen gestattet, so daß die Beanspruchung in der Befestigungslinie ein Minimum wird. Die gleichmäßige Stoffspannung zwischen den Gondeln wird ebenfalls durch ein in Kettenlinienform verlaufendes Stahlseil erzeugt. (Siehe Fig. 6.) Der Kanal dient gleichzeitig zur Aufnahme der beim Prallballon erforderlichen Ballonetventilatoren und der Leitungen zwischen diesen und den Ballonetten. Endlich ermöglicht auch dieser Kanal eine Kommunikation zwischen den Gondeln.

Bei den großen Dimensionen des Ballons mußte mit einem stärkeren Stoff gerechnet werden als bisher. Es wurde deshalb dreifacher Stoff gewählt, also drei Lagen Baumwollstoff und zwischen diesen zwei Lagen Gummi, außerdem auf der Innenseite noch eine dritte Gummischicht zur Erzielung einer besseren Gasdichtigkeit. Der Ballonstoff hat eine Reißfestigkeit von ca. 1900 kg pro Meter Breite und ein Gewicht von 480 g pro Quadratmeter. Um eine möglichst glatte Form zu erhalten, wurde der Ballon aus Längsbahnen zusammengesetzt. Es waren dazu 41 Stück von 1,07 m mittlerer Breite erforderlich. Die Hülle wurde von der Ballonfabrik A. Riedinger, Augsburg, nach den Zeichnungen der Siemens-Schuckertwerke konfektioniert, während der Stoff hierzu zum Teil von der Continental Caoutchouc- und Guttapercha-Compagnie, zum Teil von Metzeler in München geliefert wurde.

Für die Wahl des Stoffes bzw. seiner Festigkeit waren die zu erwartenden Beanspruchungen maßgebend, die sich ergeben durch den zur Aufnahme der Biegemomente erforderlichen

inneren Druck des Ballons. Ein anschauliches Beispiel von der vorzüglichen Biegefestigkeit eines Prallballons zeigt ein Versuch, der in Fig. 4 im Bilde dargestellt ist. Es wurde ein 6 m langer, 600 mm im Durchmesser haltender, zylindrischer Ballon hergestellt und mit einem inneren Überdruck von 780 mm WS. aufgeblasen. Dieser Ballon wurde in zwei Gurte aufgehängt und vertrug in diesem Zustand die Belastung durch einen

handen. — Bei der gewählten Lastverteilung wurde rechnerisch festgestellt, daß die Knickgrenze des S.S.-Ballons bei einem inneren Überdruck von 11 mm WS. am untersten Punkt des vertikalen Ballondurchmessers liegt. Bei dieser Rechnung konnte allerdings der versteifende Einfluß der Stoffbahnen nicht in Rücksicht gezogen werden, wenn auch von vornherein angenommen werden konnte, daß dieser Einfluß ein günstiger

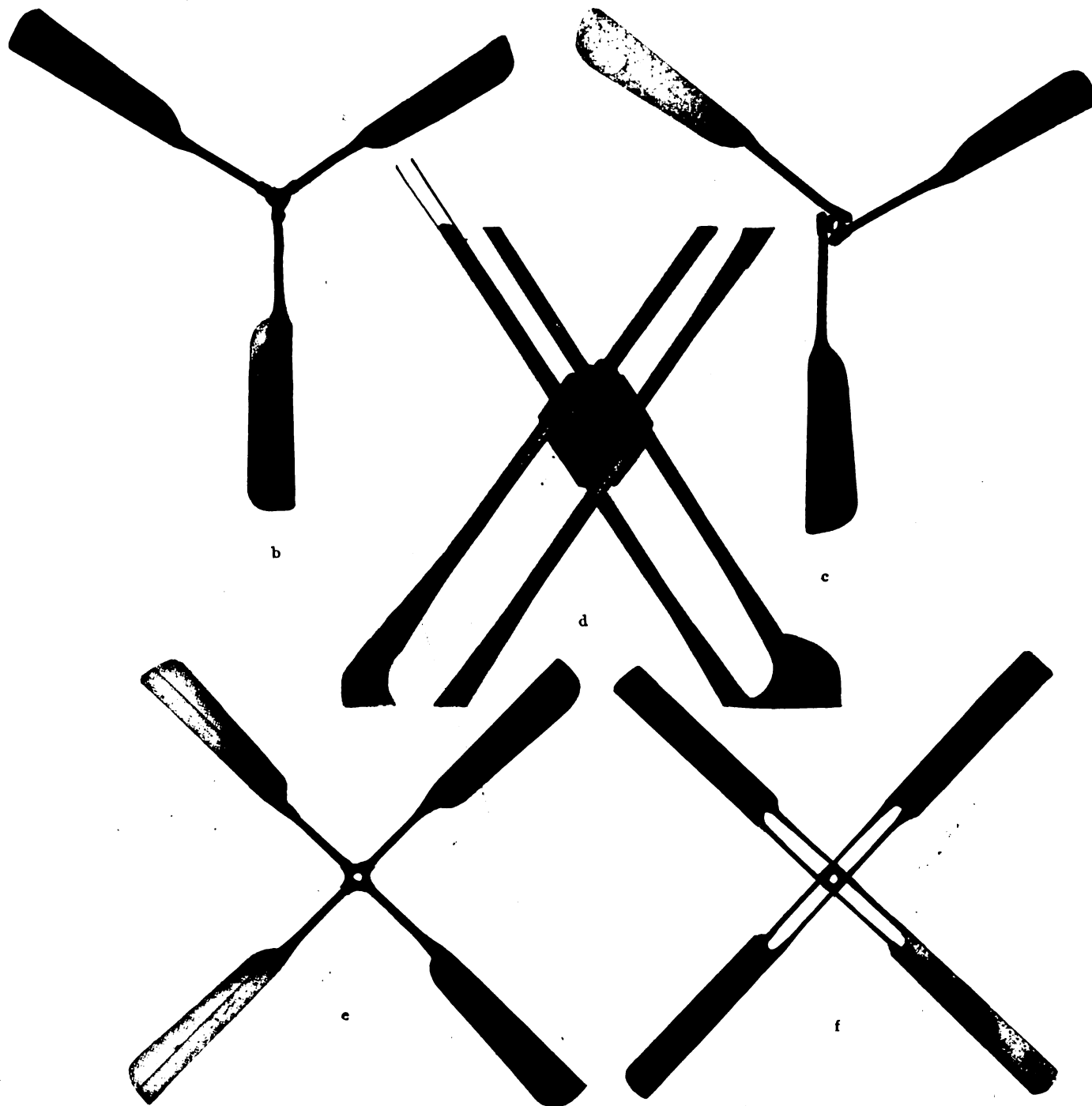


Fig. 3 b. Dreiflügelige Versuchsschraube mit in der Nabe eingeschaubten, an den Enden aufgeschnittenen und in Blättern ausgebreiteten Rohrschäften. — Fig. 3 c. Versuchsschraube mit tangential an der Nabe angesetzten Flügeln; letztere beim Schleuderversuch durch Zentrifugalkraft verbogen. — Fig. 3 d. Nabenkonstruktion der doppelschäftigen Versuchsschraube. — Fig. 3 e. Vierflügelige Versuchsschraube mit in der Nabe eingeschaubten vollen Flügelschäften. — Fig. 3 f. Versuchsschraube mit doppelschäftigen Flügeln.

rittlings in der Mitte darauf sitzenden Mann nebst Sandsäcken im Gesamtgewicht von etwa 100 kg. (Im Bilde ist leider nur die eine Aufhängung, die zwischen dem auf dem Ballon sitzenden Mann und der links hinter dem Ballon stehenden Person nach oben führt, zu sehen, während das zweite Stahlseil, welches ebenso weit hinter dem sitzenden Mann vom Ballon aus nach oben geht, leider wegetuschiert ist.) Diese Widerstandsfähigkeit ist bei einem in seinen Dimensionen entsprechend vergrößerten Ballon schon bei einem viel geringeren Druck vor-

sein müsse. Bei der ersten Füllung des Ballons mit Wasserstoffgas ergab sich nun, daß zur Verhinderung des Einknickens des Ballons überhaupt kein künstlicher innerer Überdruck erforderlich ist. Dieser Umstand ist lediglich der Wirkung der Stoffbahnen zuzuschreiben. Die Wirkung dieser Bahnen auf die Form des Ballonquerschnittes geht aus Fig. 5 hervor. Infolge des Auftriebes des Wasserstoffgases deformiert sich der kreisförmige Querschnitt des Ballons unter dem Einfluß der Hülle und der Stoffbahnen zu der in der Figur dargestellten

birnenähnlichen Form, die sich um so weiter von der Kreisform entfernt, je geringer der innere Druck gegenüber dem äußeren ist. Der Vertikaldurchmesser des Ballons wird durch diese Verhältnisse vergrößert, und es wird offenbar die Verringerung des Widerstandsmomentes infolge des verminderten Innendruckes durch die Vergrößerung der Querschnittshöhe ausgeglichen. Man könnte daher im Grunde genommen bei

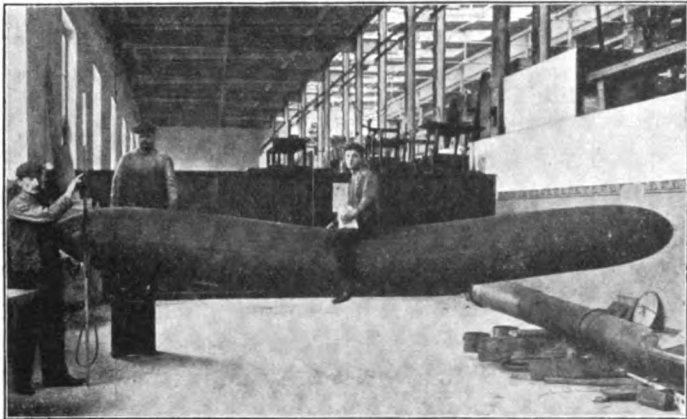


Fig. 4. Biegungsversuch mit einem luftgefüllten Ballonmodell.

dieser Anordnung des Ballons in gewissen Grenzen von der Erzeugung künstlichen Überdruckes überhaupt Abstand nehmen. Es würde aber bei Fahrt die Spitze des Ballons infolge des Staudruckes an dieser Stelle eingedrückt werden, was mit Rücksicht auf den Bewegungswiderstand nicht erwünscht ist. Es genügt infolgedessen, den künstlichen Überdruck im Ballon so hoch zu halten, daß er der durch die Fahrt entstehenden Staupressung an der Spitze des Ballons das Gleichgewicht hält. Die Stoffbahnen gestatten also in ziemlich weiten Grenzen

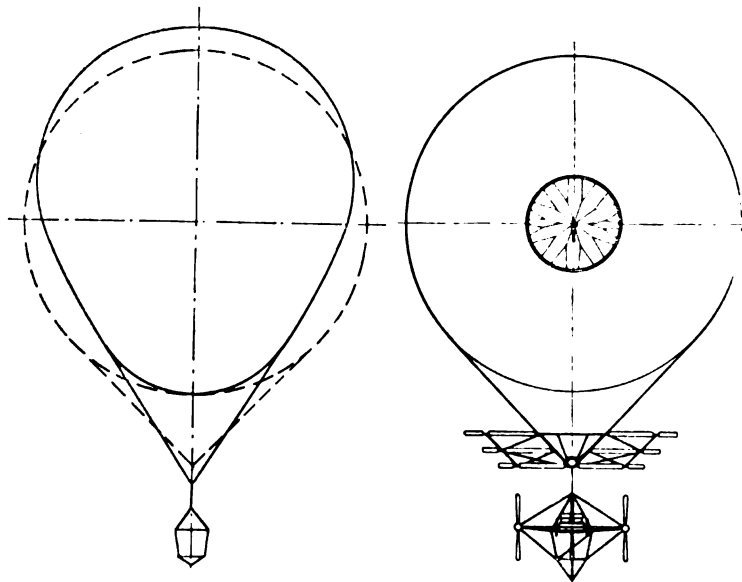


Fig. 5.
Ballonquerschnitt.

Fig. 5a. Ansicht des
Luftschiffes von vorn.

eine Veränderung der Querschnittsform und dadurch des Ballonvolumens, ohne daß an der Unterseite des Ballons ein Unterdruck entsteht. Man konnte deshalb auch von der Anwendung der sonst üblichen Ballonammen zur dauernden Prallhaltung des Ballons in der Halle Abstand nehmen. Diese Prallhaltung der Gasballone in der Halle wird bekanntlich vorgenommen, um die Diffusion von atmosphärischer Luft ins Innere des Ballons zu verhindern.

(Fortsetzung folgt.)

Umlauf-Motoren.

Von G. Schendel.

Der Bucherer Motor.

In dem Aufsatz über den Gnome-Motor war gezeigt, daß durch das Hinzutreten der Corioliskraft bei den Motoren mit kreisenden Zylindern gewöhnlicher Konstruktion Drücke zwischen Kolben und Zylinderwand auftreten, die über das Maß der sonst im Motorenbau üblichen Beanspruchungen weit hinausgehen.

Dem Ingenieur Bucherer (Köln-Lindenthal) ist es gelungen, durch eine höchst eigenartige, aber sehr sinnreiche Anordnung von Zylinderkranz bzw. Gehäuse und Kurbel (D. R. P. 192 256 und 194 107) nicht nur die Corioliskraft ziemlich unschädlich zu machen, sondern auch die Seitendrucke, die aus dem Gasdruck herrühren, vollkommen zu vermeiden, so daß fast keine Drücke zwischen Kolben und Zylinderwand auftreten.

Bucherer geht von der Hypozykloidengeradföhrung aus. Läßt man einen Kreis in einem anderen vom doppelten Durchmesser abrollen (Fig. 1), so beschreibt jeder Punkt seines

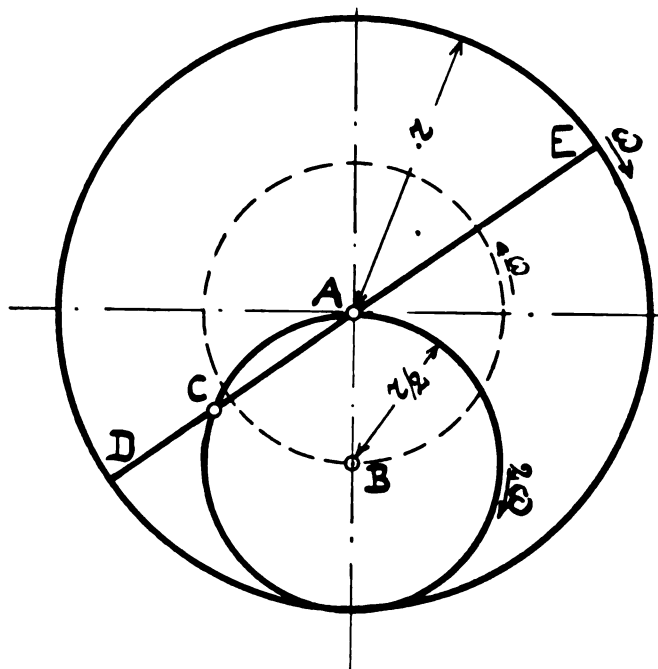


Fig. 1. Schema der Hypozykloidengeradföhrung.

Umfanges eine geradlinige Bahn, die zusammenfällt mit einem Durchmesser des großen Kreises. Ist dieser Punkt C nun der Mittelpunkt des Kurbelzapfens und der Durchmesser DE die Zylinderachse, so erleidet die Pleuelstange und mit ihr der Kolben wohl eine Verschiebung in der Richtung der Zylinder, aber nicht die geringste Ablenkung aus der Achse. Der Kolbenbolzen ist also überflüssig, und Seitendrucke aus den Explosionskräften können nicht entstehen. Steht die Zylinderachse fest, so müßte sich die Kurbel C um ihre Achse B drehen und diese wieder um den Mittelpunkt des Systems A, und zwar letzterer gegen den Uhrzeiger, wenn sich die Kurbel mit diesem bewegt.

Läßt man nun das ganze System mit der gleichen Winkelgeschwindigkeit wie Punkt B, aber in entgegengesetzter Richtung, d. h. mit dem Uhrzeiger sich drehen, so erreicht man, daß die Wellenachse B im Raume ihre feste Stellung beibehält.

Kurbel und Zylinderkranz sind exzentrisch gelagert, und zwar im Abstände des Kurbelradius. Zylinder und Kurbel bewegen sich in gleichem Drehsinne, und zwar die Kurbel doppelt so schnell wie die Zylinder, wie schon aus der Fig. 1 hervorgeht. Der Kurbelradius ergibt sich nicht zu $\frac{1}{2}$, sondern zu $\frac{1}{4}$ des Hubes. Die Skizzen Fig. 2 veranschaulichen den Verlauf eines Hubes. Sie zeigen entgegen der gewöhnlichen Anordnung die Kurbel nach oben exzentrisch ver-

schoben, statt nach unten. Es hat dies nur den Zweck, damit in den Lagen, die man als oberer (resp. unterer) Totpunkt bezeichnet, der Kolben auch wirklich oben (oder unten) liegt. Besser ist es zu sagen äußerer und innerer Totpunkt. Findet im äußeren Totpunkt (Stellung a) die Explosion statt, so drückt sie die Kurbel herum. Die Zylinder werden von einem Zahngetriebe mit der halben Winkelgeschwindigkeit mitge-

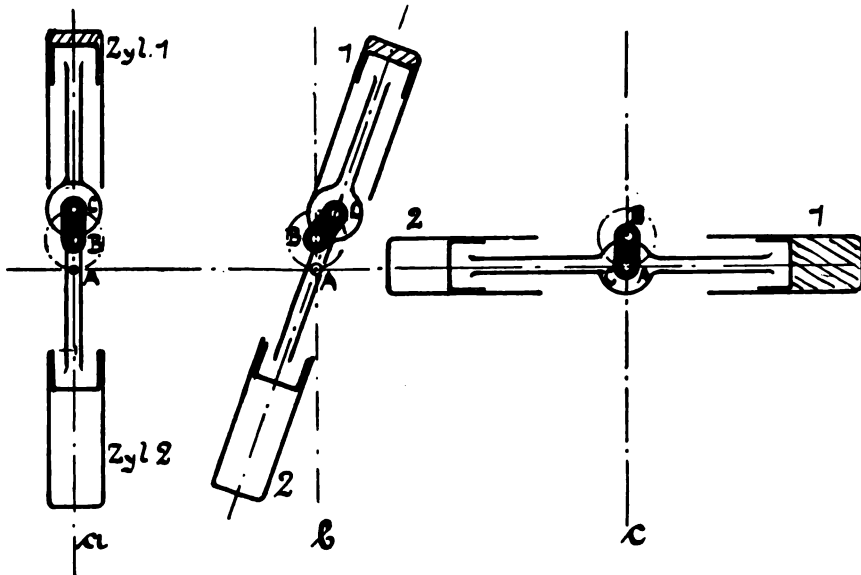


Fig. 2. Verlauf eines Hubes beim Bucherer-Motor.

nommen, und der zugehörige Zylinder 1 entfernt sich von der Wellenmitte dem Punkt B (Stellung b). Hat die Kurbel 180° zurückgelegt, so ist der Hub nicht beendet, sondern erst halb ausgeführt (Stellung c), die Kurbel hat dann ihre größte Auslenkung. Erst nach einer vollen Umdrehung der Kurbel

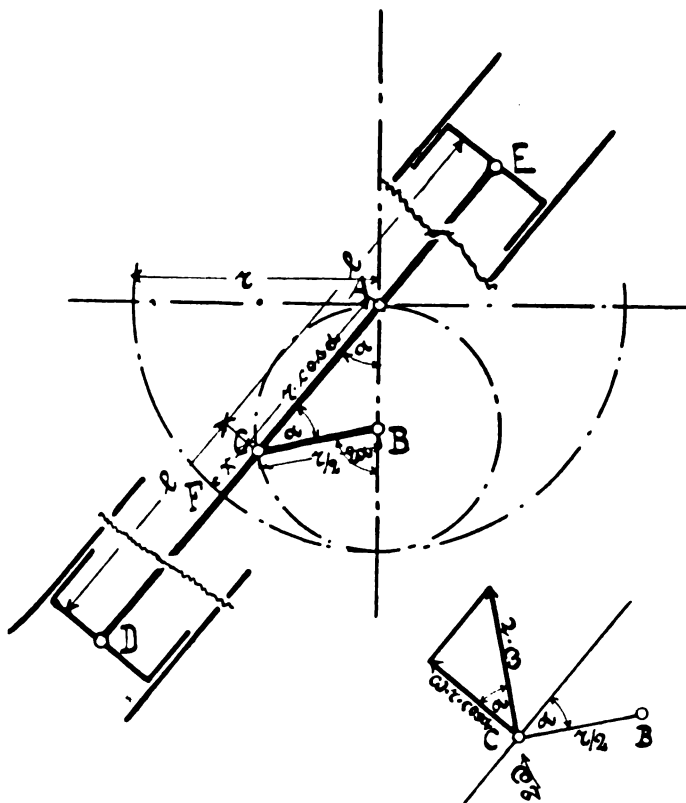


Fig. 3. Kinematik des Bucherer-Motors.

erreicht der Kolben den unteren Totpunkt (Stellung d). Die Zylinder haben dann 180° zurückgelegt.

Will man den Bucherer-Motor mit den normalen Maschinen vergleichen, so muß man sich für gewöhnlich auf

die Zylinderdrehung, nicht auf Kurbelwinkel beziehen. Die Kolbengeschwindigkeit und auch die anderen Verhältnisse entsprechen dann denen einer gewöhnlichen Maschine mit unendlich langer Pleuelstange. In Fig. 3 ist der Kolbenweg

$$FC = AF - AC$$

$$FC = x = r - 2r/2 \cdot \cos \alpha = r(1 - \cos \alpha).$$

Das ist natürlich nur die Relativverschiebung des Kolbens im Zylinder. Absolut im Raum treten nur Drehbewegungen auf, und zwar nur gleichmäßige, solange der Zylinderkranz, der wieder als Schwungrad wirkt, sich gleichförmig dreht. Es rotieren die Zylinder mit der Winkelgeschwindigkeit w , die Kurbel mit der doppelten, $2w$. Die Kolben mit ihren Stangen rotieren abweichend von den übrigen Motoren mit kreisförmig um den Kurbelzapfen. Hiervon kann man sich überzeugen, wenn man die Gleichung, die zwischen den drei Bewegungen herrscht, für einen beliebigen Punkt aufstellt. Es muß in jeder Stellung die Geschwindigkeitskomponente der Kolben normal zur Zylinderachse gleich der Geschwindigkeit der berührten Zylinderstelle sein. Nennen wir die Winkelgeschwindigkeit, mit welcher die Kolben um die Kurbel sich drehen, w_x , so ist gemäß Fig. 3 jene Komponente

$$= w_x \cdot l \pm 2w \cdot r/2 \cdot \cos \alpha$$

(+ für den unteren, — für den oberen Kolben). Die Geschwindigkeit der Zylinder in den Berührungspunkten ist

$$w \cdot (l \pm r \cdot \cos \alpha) \quad \text{also}$$

$$w_x \cdot l \pm w \cdot r \cdot \cos \alpha = w \cdot l \pm w \cdot r \cdot \cos \alpha \quad w_x = w.$$

w_x ergibt sich als unabhängig von dem Winkel α , konstant gleich der Winkelgeschwindigkeit der Zylinder.

Daß aus dem Explosionsdrucke kein Seitendruck entstehen kann, liegt auf der Hand. Gefahr droht noch von

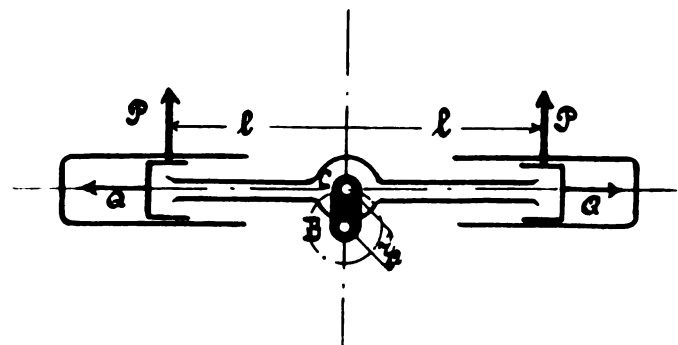


Fig. 4. Beim Bucherer-Motor erscheinen die Massenkräfte als Zentrifugalkräfte.

den Zentrifugalkräften. Es wirken deren zwei auf die Kolben und Gestänge. Die eine rührt von der Bewegung des Kolbenaggregates um den Kurbelzapfen C (Fig. 4) her und ist daher $Q = M \cdot w^2 \cdot l$, wo l der Abstand des Schwerpunktes vom Kurbelzapfen bedeutet. Sie zeigt beständig in die Richtung der Zylinderachse, ist also ungefährlich.

Ferner wird das ganze Aggregat von der Kurbel herum gewirbelt. Alle seine Teile stehen infolgedessen unter dem Einfluß einer Zentrifugalkraft

$$P = M(2w)^2 \cdot r/2 = 2Mw^2 \cdot r,$$

die parallel der Kurbel gerichtet ist. Letztere wandert doppelt so schnell als die Zylinder und mit ihr die Kraft.

Nur in den Totpunkten fällt die Richtung der Kraft mit den Zylinderachsen zusammen und wirkt im oberen Totpunkte dem Kompressions- und Explosionsdruck entgegen.

In den Zwischenlagen sucht ihre Komponente

$$P_c = 2 M w^2 \cdot r \cdot \sin \alpha$$

die Kolben gegen die Zylinder zu drücken. Sie erreicht ihren Maximalwert, ihre gefährlichste Stellung für $\alpha = 90^\circ$ (Fig. 4). Wir erkennen die Corioliskraft wieder. Denn für unendlich lange Pleuel wird die Kolbengeschwindigkeit

$$c = w \cdot r \cdot \sin \alpha$$

und aus

$$2 M w c \text{ (Formel für die Corioliskraft)}$$

wird $2 M w^2 r \cdot \sin \alpha$.

(Fortsetzung folgt.)

Praktische Flugzeug-Navigation.

Von H. Boykow, k. u. k. Freg.-Ltn. a. D.

Die Flugzeugnavigation steht im Anfang der Entwicklung und ist bedeutend hinter der technischen Leistungsfähigkeit der Flugzeuge zurückgeblieben. Der Grund für diese erstaunliche Tatsache dürfte darin liegen, daß das maritime Moment in der Flugschiffahrt bisher gar nicht oder zu wenig gewürdigt wurde, d. h. daß in dieser Frage praktische Seeleute, die zugleich Luftschiffer und Flugzeugführer sind, wohl als allein zuständig gelten können. Die Navigation beruht nicht nur auf der Kenntnis der Lehre, sie erfordert in ihrer Durchführung eine Unsumme von praktischen Erfahrungen, einen gewissen nautischen Instinkt, der den Navigator befähigt, Betrachtungen und ermittelte Daten auf ihren richtigen Wert einzuschätzen, im gegebenen Moment das praktisch Einfachste und Richtigste zu tun. Darum werden die Luftschiffer und Flugzeugführer nicht herumkommen können, sie werden sich diesen Instinkt, den der Seemann vermöge seiner reichen Erfahrung besitzt, aneignen müssen. Die Theorie allein ist nicht von großem Wert. Nehmen wir ein praktisches Bei-

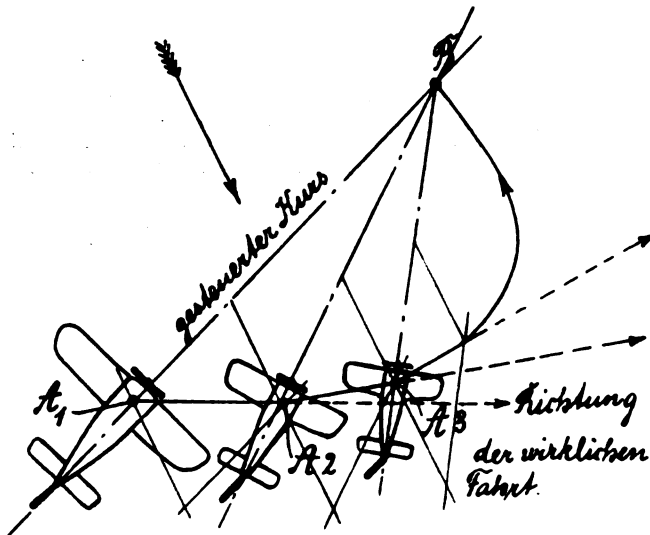


Fig. 1.

spiel: Das Wichtigste für die Navigation in einem Flugzeug ist der Kompaß. Vorläufig hat man sich im Flugzeugwesen noch kaum um die Kompaßfrage gekümmert, man begnügte sich mit Taschenkompassen und ähnlichen Notbehelfen, erst in neuerer Zeit beginnt man das Versäumte nachzuholen. Tatsächlich ist die Situation vorläufig so, daß man mit einem Flugzeug weiter fliegen kann, als man es zu navigieren versteht; das ist ein unhaltbarer Zustand.

Besonders schwierig ist die Navigation bei dunstigem Wetter oder gar im Nebel. Da ist das Flugzeug mangels der nötigen Mittel vollständig hilflos, muß notgedrungen landen oder kann im besten Falle einer Eisenbahntrasse oder einem Flußlaufe folgen. In diesen Verhältnissen muß Wandel ge-

schaffen werden, wenn sie sich nicht zu einem direkten Hemmnis für den Flugsport und das Flugwesen überhaupt ausbilden sollen.

Der Zweck der Navigation ist, unter Zuhilfenahme und richtiger Wertung aller sich bietenden Hilfsmittel ein Fahrzeug auf dem praktisch kürzesten und sichersten Weg an ein vorher bestimmtes Ziel zu bringen. Welche Hilfsmittel stehen uns nun zur Erreichung dieses Zweckes in einem Flugzeug zu Gebote? Es sind in der Hauptsache vier: das Gelände, der Kompaß, Kartenmaterial und Vorrichtungen zur Bestimmung der Windtrift.

1. Das Gelände ist ein Faktor, den man nur in Rechnung ziehen kann, wenn man ihn hat; in Nebel oder über See kommt es ohnedies nicht in Betracht, auch sonst wird die navigatorische Benutzung des Geländes häufig unter dem Dunst der Atmosphäre leiden. Es ist also lediglich bei schönem Wetter praktisch wertvoll. In diesem Falle ist die Navigation

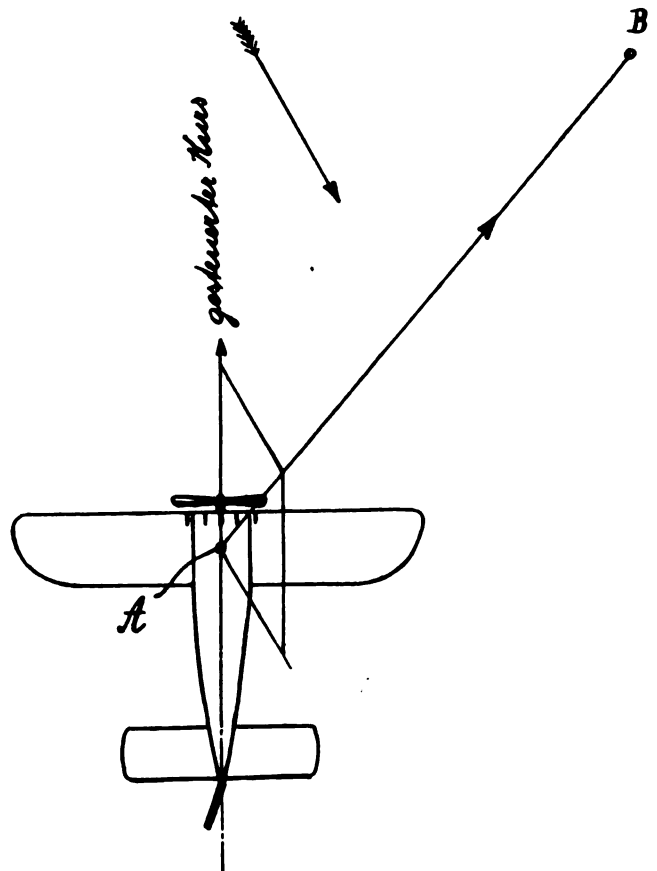


Fig. 2.

verhältnismäßig einfach. Bei Windstille und klarem Wetter genügt es, wenn man die Karte lesen kann, und ist man jederzeit über seine Position orientiert. Man nimmt sich einfach in Sicht befindliche Landmarken wie Ortschaften, Kirchtürme, Windmühlen, Wasserläufe, Seen usw. und fährt nach diesen Richtungen. Etwas schwieriger wird die terrestrische Navigation bei Wind, da derselbe eine, je nach der Windstärke variable Abtrift zur Folge hat. Wie aus Fig. 1 ersichtlich ist, wird das Flugzeug in diesem Falle, wenn es von A aus fahrend auf B zusteuert, nicht in der geraden Linie A B fahren, sondern einen von der Windstärke abhängigen Umweg machen müssen. Wird ihm während der Fahrt das Ziel durch Dunst oder Regen verdeckt, so wird er ohne andere Hilfsmittel die Direktion verlieren. Diesem Übelstand kann aber durch ein einfaches Mittel abgeholfen werden. Der Führer markiert auf der Vorderkante seiner Tragfläche oder des Höhensteuers mittels eines Farbstriches die Längsachse und rechts und links davon noch einige Teilstriche. Nun dreht er einfach so lange gegen den Wind, bis die Landmarke, die er erreichen will, sich in der Visur gegen irgendeinen Teilstrich nicht mehr verschiebt. Damit fährt er in gerader Linie (s. Fig. 2). Es ist dies ein altes Mittel zur See, um rasch zu erfahren, ob es

nötig ist, einem in konvergierendem Kurse herankommenden Schiffe auszuweichen, oder ob man aneinander vorbeifährt. Bei Flugzeugen, die einen freien Überblick des Vorfeldes gestatten, wie z. B. die Wrightmaschine, ist bei sichtigem Wetter die Navigation die denkbar einfachste. Die Wright-Gesellschaft war so freundlich, dem Verfasser Maschinen zu Orientierungsflügen zur Verfügung zu stellen und sei ihr an dieser Stelle ein besonderer Dank ausgesprochen. Mit einer solchen Maschine braucht man eigentlich gar keine Karte, denn es sind nur Marken nötig und spielt ihre Identität keine Rolle. Man fährt in Deckpeilungen. Zu dem Behufe steuert man bei Beginn der Fahrt den vorher ermittelten Kurs und merkt sich irgendeine Marke in größerer Entfernung, sodann hat man nichts weiter zu tun, als darauf zu achten, daß sich das Terrain zwischen dem Flugzeug und der Marke nicht gegen dieselbe verschiebt. Im Laufe der Fahrt wird dann hinter der ersten Marke bald eine zweite brauchbare auftauchen und so fort. Diese Deckpeilungen sind das Einfachste und Genaueste, was die terrestrische Navigation überhaupt zu bieten hat. Schon eine Abweichung von

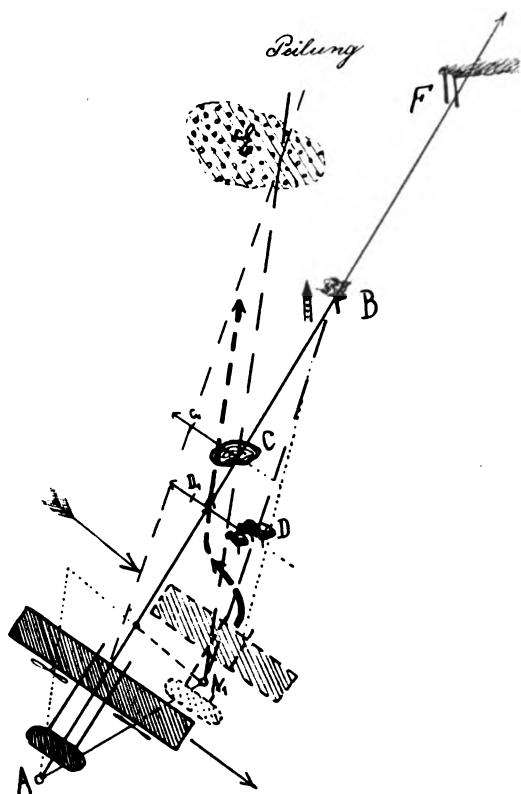


Fig. 3.

wenigen Metern wird durch sie bemerkbar, außerdem erfordert das Fahren in der Deckpeilung keine nennenswerte navigatorische Übung. Die nebenstehende Skizze Fig. 3 erläutert das Verfahren.

Das Flugzeug hat sich bei A in den Kurs nach dem Ziele gelegt und der Führer sieht mit einem Blick in der Nähe des Horizontes bei B einen Kirchturm und einen hohen Baum, zwischen denen sein Kurs hindurchführt und näher bei C einen Teich, der in der Kurslinie liegt. Sofort bemerkt er, daß sich dieser Teich gegen den Kirchturm nach links verschiebt und allmählich mit der Waldung E in Deckung kommt, während die näherliegende Baumgruppe bei D, die früher rechts lag, rasch mit dem Kirchturm bei B in Deckung kommt, er treibt also rechts ab und ist nach A₁ gekommen, muß also solange links steuern, bis er die Deckungslinie B C wieder erreicht. Nach einiger Zeit tauchen dann hinter B zwei Fabriksschöte bei F auf u. s. w. Auf ähnliche Weise bedient sich auch D a l o z seines durchsichtigen Kompasses, auf welche Methode ich später noch zurückkommen werde. Am schwierigsten werden natürlich die Verhältnisse, wenn die Erdoberfläche durch Dunst oder gar Nebel unsichtbar wird, oder auf hoher See, außer Sicht

von Landmarken. Der Kompaß allein genügt da nicht, weil er nur den gesteuerten Kurs, nicht aber die Windabtrift angibt. Vorläufig hat ein Flugzeugführer kein anderes Mittel als eine ziemlich unverlässliche Schätzung. Im Ballon kann man sich in diesem Falle mit astronomischen Beobachtungen helfen, wie solche Professor M a r k u s e mit Erfolg angestellt und ein übersichtliches Tabellenmaterial dafür geschaffen hat¹⁾; auch kann man im Ballon über See seine Windtrift durch Nachschleppen eines Wasserankers oder Patentloggs feststellen, auch für den Fall, daß es dem Luftschiffer unmöglich sein sollte, astronomische Beobachtungen zu machen, kann er nach Professor Markuse durch ein magnetisches

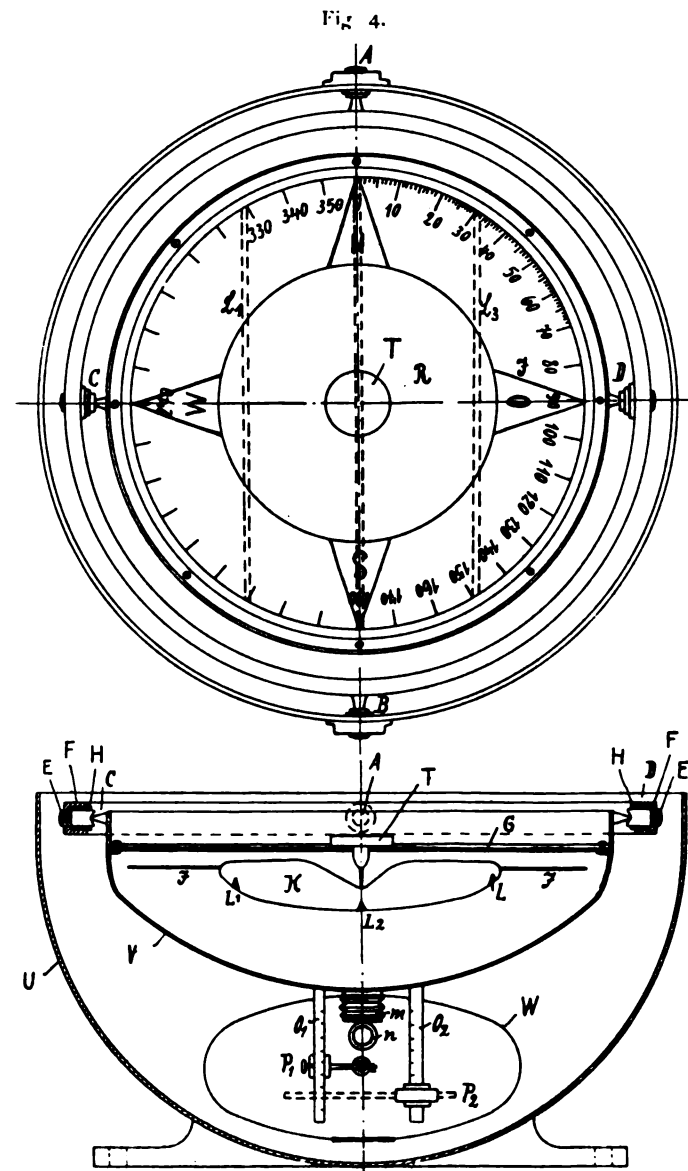


Fig. 5.

Inklinatorium seine ungefähre Breite ermitteln. Sehr übersichtlich behandelte Freiherr von Bassus und Professor Rudel, in einem Aufsatz »Seitennavigation für Luftschiffe«, die gesamte Ballonnavigation. Sie gehen dabei von dem Moedebeckschen Satz aus: »Der Ort des mit Eigenbewegung und bei bekanntem Winde für ein bestimmtes Zeitintervall geradeaus fahrenden Luftschiffes liegt auf einem Kreise. Der Halbmesser des letzteren ist gleich dem mit dem Motor in demselben Intervall zurückgelegten Wege des Luftschiffs, und sein Mittelpunkt liegt gegen den Abfahrtsort in der Richtung verschoben, nach welcher der Wind weht. Der Betrag dieser Verschiebung ist gleich der Wegstrecke, die der Wind in dem gleichen Zeitintervall zurückgelegt hat.«

¹⁾ Astronomische Ortsbestimmung im Ballon von Professor Dr. A. Markuse.

Der Flugzeugführer kann von alledem kaum etwas wenden. Astronomische Beobachtungen im Flugzeug sind Zukunftsmusik. Über Land hätten sie wegen der raschen Ortsveränderung wenig Zweck und wären außerdem wegen mangelnder Bewegungsfreiheit sehr schwierig durchzuführen. Sie kämen nur bei transozeanischen Flügen in Betracht. Was dem Flugzeugführer momentan dringend not tut, ist ein Instrument, das ihm ermöglicht, trotz plötzlich hereinbrechenden Nebels seinen Weg sicher zu finden. Versuche in dieser Richtung sind im Gange.

Fassen wir alles zusammen, so haben wir für die Flugzeugnavigation folgende Hilfsmittel: erstens den Kompaß mit seinen Hilfsmitteln, Peilvorrichtung und Dromoskop, zweitens gute Karten, dazu Schiebelineal oder Transporteur zur genauen Ermittlung der wahren Kurse, und drittens, höchst notwendig wären, geeignete Vorrichtungen zur Bestimmung oder Kontrolle der Windtrift. Etwas dieser Art wäre der Dalozsche Kompaß, doch ist derselbe nur bei sichtigem Wetter verwendbar.

2. Der Kompaß: Der Kompaß, der allen Anforderungen beim Gebrauch im Flugzeug genügen soll, muß eine große Richtkraft besitzen, stets die horizontale Lage inne haben und so groß sein, daß man noch ganze Grade auf ihm ablesen kann. Der Kompaß muß also kardanisches aufgehängt sein, und die Rose muß einen Mindestdurchmesser von 15—20 cm besitzen. Ein solcher Kompaß ist in den Fig. 4 und 5 schematisch abgebildet. *F* ist ein Kardanring, der bei *A*, *B*, *C* und *D* sein Lager hat. Legt man großen Wert auf die Genauigkeit der Kompaßangaben, so setzt man diese Kardanringe auf Schneiden. Vorteilhaft für den Flugzeugkompaß ist eine Spitzenlagerung mit eingelegtem Gummiring wie in der Zeichnung. *G* ist die metallene Büchse für den Kompaß, die mit einer Glasscheibe verschlossen ist, in deren Mitte sich die Verschlussschraube *T*, welche gleichzeitig den Pinnenträger bildet, befindet. Pinne und Hütchen sind wichtig für ein richtiges Funktionieren des Kompasses, sie müssen absolut fehlerfrei sein. Bei genauen Instrumenten besteht die Pinnenspitze aus Iridium, das Hütchen aus Rubin oder Saphir. Dieser Kompaß ist ein Fluidkompaß und besitzt, der bequemeren Auswechslung von Pinne und Kompaßhütchen halber, eine Auftriebsrose *J* mit ungefähr 20 g Auftrieb. Dieser Auftrieb wird durch den Schwimmkörper *K* erreicht. Die Anordnung der Magneten *L*₁, *L*₂, *L*₃ hat ihre Ursache in dem vergrößerten Beharrungsvermögen der Rose, auch wird die Richtkraft durch mehrere Magnetlamellen erhöht. Auf der Unterseite des Gefäßes *G* befindet sich ein elastischer Metallbalg *M* mit einem Zugring *N*. Dieser Balg hat den Zweck, Ausdehnung und Zusammenziehung der Flüssigkeit bei Temperaturänderungen auszugleichen, da das Gefäß stets gefüllt sein muß und keine Luftblasen enthalten soll. Unter dem Gefäße *G* befinden sich auch noch zwei Träger, *O*₁ und *O*₂, auf denen sich die verschiebbaren Klemmen *P*₁ und *P*₂ befinden, welche zur Aufnahme der Kompensationsmagnete dienen. Ein solcher

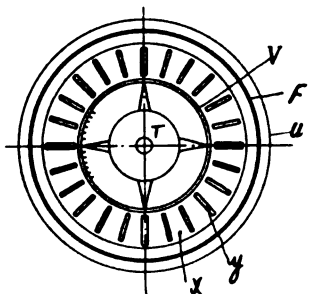


Fig. 6.

Kompaß erfüllt alle Anforderungen, die vernünftigerweise an ihn gestellt werden können und hat nur eine üble Eigenschaft, die er jedoch mit allen Fluidkompassen teilt, daß nämlich bei großen fortgesetzten, raschen Wendungen im gleichen Sinne die Rose für kurze Zeit von der Flüssigkeit etwas mitgenommen wird. Hat die Rose zu wenig Richtkraft, so kann ein Richtkraftverstärker angeordnet werden. Er besteht aus einer Scheibe *x*, auf welcher eine Anzahl weicher Eisenstäbchen *y* gleichmäßig angeordnet sind. Dem Nordpol der Rose steht also immer ein Südpol eines Eisenstäbchens gegenüber (Fig. 6). Doch fällt dieser Übelstand im Verhältnis zu den großen Vorteilen eines Fluidkompasses wenig ins Gewicht. Zu großem Unrecht wurde die Kompaßfrage seitens der Flieger bis in die neueste Zeit etwas oberflächlich behandelt, denn ein guter verlässlicher Kompaß ist die *conditio sine qua non* für

die Navigation eines Luftfahrzeuges. Dafür ist das Beste gerade gut genug. Wie man aus der Beschreibung ersieht, entsprechen die bisher im Flugzeug im Gebrauch befindlichen Kompaße nur in sehr geringem Maße den notwendigen Anforderungen. Professor Markuse hat einen Kompaß für Flugzeuge konstruiert, der gegenwärtig in Döberitz erprobt wird, doch ist mir etwas Näheres über denselben noch nicht bekannt.

(Fortsetzung folgt.)

Sportliche Nachrichten.

Überlandflug Gotha—Erfurt—Weimar. Am Sonnabend, den 4. März, konnte der wegen des ungünstigen Wetters verschobene Überlandflug Gotha—Weimar stattfinden. Poulain startete zuerst 5 Uhr 30, flog aber über das Ziel hinaus bis Osmannstedt bei Weimar. Jeannin startete als zweiter und erreichte glatt das Ziel Weimar. Am Sonntag, den 5. März, flogen Jeannin und Poulain um 4 Uhr 50 gleichzeitig nach Erfurt, wo sie 5 Uhr 15 landeten.

Flug über das Mittelmeer. Der französische Leutnant Bagues flog am 5. März von Nizza nach der Insel Gorgona, eine Entfernung von 209 km, die er in 3 1/2 Std. zurücklegte. Bagues wollte nach der Insel Korsika, um dann weiter nach Afrika (Tunis) zu fliegen, verlor aber die Orientierung. Dieser Flug ist der längste Flug über dem Meere.

Neue Flugrekorde. Breguet stellte am 6. März mit seinem Zweidecker mit 50 PS-Rep-Motor auf dem Flugfelde von Douai einen neuen Passagierrekord mit zwei Passagieren über die Entfernung von 100 km in 1 Std. 15 Min. 17 2/5 Sek. auf. Das Gewicht aller drei Personen betrug 225 kg.

Nieuport stellte am 6. März neue Rekorde mit einem Passagier auf; dabei erreichte der Eindecker mit 150 PS-Gnome-Motor bedeutende Geschwindigkeiten: 50 km in 29 Min. 38 3/5 Sek., 100 km in 59 Min. 10 Sek., 150 km in 1 Std. 28 Min. 37 1/5 Sek.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. C. 18330. Antrieb für Schlagflügel. Leopold Cserháti, Frankfurt a. M., Mainzerlandstraße 374. A. 16. 9. 09. E. 16. 4. 11.

77h. M. 40975. Fallschirm mit federnd angelenkten Verlängerungsarmen. Arno Mulansky, Dresden, Friedrichstraße 4. A. 11. 4. 10. E. 16. 4. 11.

77h. S. 32014. Starrer Luftschifftragkörper mit Einzelballons und Schutzhülle. Max Soblik, Düsseldorf, Hansahaus. A. 30. 7. 10. E. 16. 4. 11.

77h. B. 56353. Versteifungsschläuche für Luftschiffe. Berthold Boß, Marienburg i. W., Rittergasse 4, und Carl Szech, Graudenz, Blumenstraße 11. A. 13. 11. 09. E. 23. 4. 11.

77h. K. 41347. Wendeflügelrad mit verstellbarer Steuerscheibe für das Stellzeug der Flügel; Zus. z. Pat. 231537. Carl Kropp, Deuben, Bez. Dresden. A. 21. 6. 09. E. 23. 4. 11.

77h. 14249. Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe. Bernhard Sorge, Baumschulenweg, Behringstraße 4. A. 26. 6. 09. E. 23. 4. 11.

77h. T. 14402. Luftschiff-Verankerungs-Vorrichtung; Zus. z. Anm. T. 14249. Bernhard Sorge, Baumschulenweg, Behringstraße 4. A. 17. 8. 09. E. 23. 4. 11.

77h. S. 29477. Bauteile für Luftschiffe. Carl Semmler, Wiesbaden, Mainzerstraße 20. A. 23. 7. 09. E. 27. 4. 11.

46a. D. 23248. Verbrennungskraftmaschine. Andreas Downkontt, Warschau; Vertr.: C. v. Ossowski, Pat.-Anw., Berlin W. 9. A. 21. 4. 10. E. 13. 4. 11.

46a. K. 44214. Zweitaktexplosionskraftmaschine mit gegenläufigen steuernden Kolben. Karch-Besta, Köln a. Rh., Alteburgerstraße 35. A. 5. 4. 10. E. 13. 4. 11.

46b. C. 19879. Ventilsteuerung für Verbrennungskraftmaschinen mit einem Rohrventil. James Harry Keighly Mc Collum, Fifeild, Großbritannien; Vertr.: E. W. Hopkins, K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A. 10. 10. 10. E. 13. 4. 11.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUR	DR. S. FINSTERWALDER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR. N. JOUKOWSKY PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. R. EMDEN PROFESSOR AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	E. JOSSE PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

24. März 1911.

Heft 6.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reifner, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 5.) S. 69.
Das Luftschiff der Siemens-Schuckertwerke und seine Halle. Von O. Krell (Schluß des ersten Teiles.) S. 72.
Umlauf-Motoren. Von G. Schendel. S. 76.

Praktische Flugzeug-Navigation. Von H. Boykow, k. u. k. Freg.-Ltn. a. D. (Schluß von Teil I.) S. 77.
Militärflugwesen. S. 79.
Sportl. Nachrichten. S. 80.
Patentschau. S. 80.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reifner, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 5.)

Entwerfen von Tragschrauben. Zahlenrechnung.

Die zahlenmäßige Durchführung der auseinander gesetzten Verfahren ging nun folgendermaßen vor sich. Als unabhängige Veränderliche wurde der Luftstoßwinkel $\alpha = i - \epsilon_0$ gewählt, von dem ja bewiesen wurde, daß er am Außenrande des für gegebene Winkelgeschwindigkeit ω günstigsten Propellers dem Wert des größten Auftriebsverhältnisses

$$\beta_0 = c_2/c_1 \frac{\alpha_0^2 + \gamma^2}{\alpha_0 + \delta} = 2 c_2/c_1 \alpha_0$$

für

$$\alpha_0 = \sqrt{\delta^2 + \gamma^2} - \delta$$

entspricht und nach innen zunimmt.

Gl. (25) lieferte dann den Ansaugungswinkel ϵ_0 als Funktion von

$$\alpha \text{ und } \frac{d\beta}{d\alpha} = \beta'$$

nämlich

$$\epsilon_0 = \beta' \alpha [2\beta' - 1 + \sqrt{3 + (2\beta' - 1)^2}] \quad (25)$$

$$\text{wo } \beta' = c_2/c_1 \left(1 - \frac{\delta^2 + \gamma^2}{(\alpha + \delta)^2} \right).$$

Daraus ermittelte sich dann nach Gl. (23)

$$\lambda \omega r_a \xi = \chi = \frac{1}{\epsilon_0 + \beta + \beta' \sqrt{\alpha(\alpha + \epsilon)}} \quad (23)$$

und schließlich aus Gl. (16b)

$$m(\alpha + \delta) = \frac{\epsilon_0}{2} \left[\sqrt{\alpha + \epsilon} + \sqrt{\alpha + \epsilon_0} \right]^2 \quad (16b)$$

So wurden also nicht für gegebenen Radius Flügelbreite und Steigungswinkel, sondern umgekehrt zu einer Reihe von Einfallswinkeln $\alpha = i - \epsilon_0$ die zugehörigen Ansaugungswinkel, Flügelvölligkeiten und Radienverhältnisse berechnet und zwar weil eine Umkehrung der Gleichungen (16b), (23) und (25) sehr unbequeme Rechnungen gegeben hätte.

Für die Zahlenrechnung wurde ein Profil mit einem günstigsten Widerstands- zu Auftriebsverhältnis $\beta_0 = 1/15$ mit einem Nullwinkel $\delta = 0,04$ und einem Luftstoßwinkel $\alpha_0 = 0,05$ des günstigsten β_0 , entsprechend den Koeffizientenwerten $\gamma^2 = 0,0065$ und $c_2/c_1 = 2/3$ gewählt. Es sind dies besonders günstige Koeffizienten, wie sie aber wohl für richtig gewölbte, quer zur Bewegungsrichtung lange Flügelflächen erwartet werden dürfen.

Immerhin sollen die Zahlenergebnisse des folgenden Teils nur als vorläufige gelten, die durch Versuchsreihen gerade in bezug auf die zu wählenden Koeffizienten c_1 , c_2 , δ und γ berichtigt werden müssen.

Es ergab sich das Kurvenblatt (Fig. 6) und die umstehende Tabelle, auf der für die Integranden der Renardschen Integralkoeffizienten β und l die Kurven für $\gamma^3 m(\alpha + \delta)$ und $\gamma^4 m(\alpha + \delta)(\epsilon_0 + \beta)$ aufgetragen wurden, die die Verteilung des Hubes und des Drehmoments über den Radius erkennen lassen. Ferner zeigt auch eine Kurve für b/r_a derselben Figur die Flügelform in maßstäblicher Größe.

Für die erste Aufgabestellung geht dabei χ von 0 bis $\frac{1}{\beta_0} = 15$, und es kommen also die Kurven in ihrem ganzen Bereich zur Geltung. Sie lassen erkennen, daß bei vorgeschriebener Winkelgeschwindigkeit und Leistung und zu bestimmtem günstigstem Radius die Flügelbreiten nach außen zu lanzenspitzenförmig abnehmen müssen, und daß Hub und Drehmoment sich parabelförmig zu und wieder abnehmend zu verteilen haben.

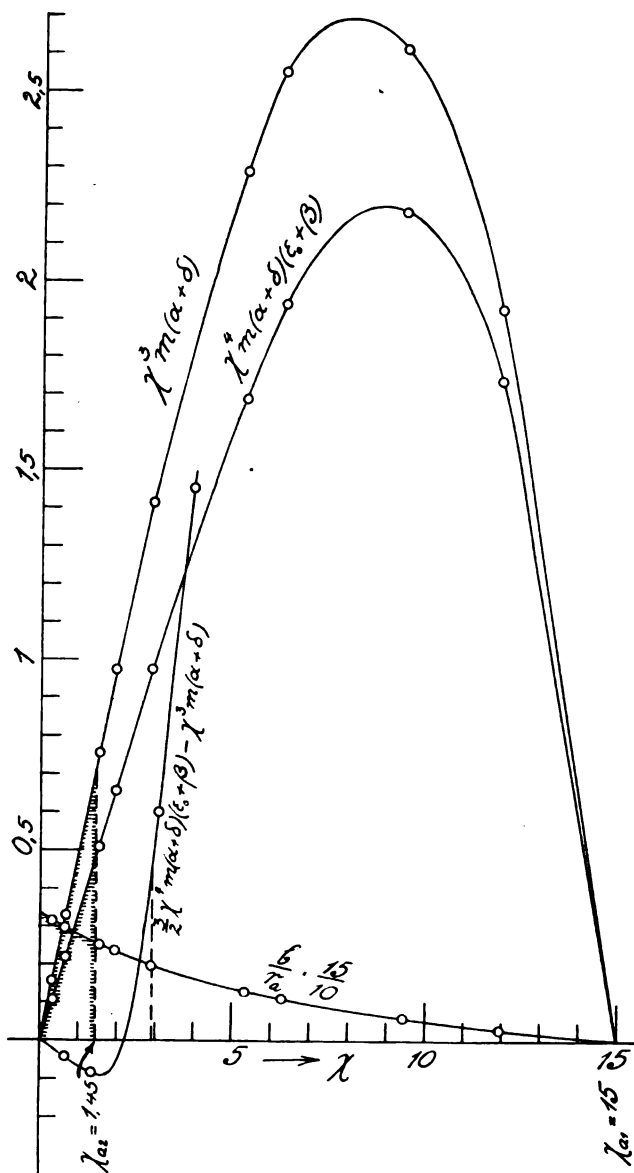


Fig. 6. Kurvenblatt für Tragschrauben.

Die Steigung der Wölbungssehne ergibt sich nahezu konstant zu $s = 0,35 r_a$, die Ein- und Austrittswinkel der Wölbung lassen sich aus den Kolonnen für ϵ_0 , ϵ_1 und μ ablesen.

Die Renardschen Koeffizienten p und l gewinnen wir durch die Inhaltsbestimmung der beiden parabelförmigen Kurven zu:

$$p = \int d\xi \xi^3 m(\alpha + \delta) = \left(\frac{1}{\lambda \omega r_a} \right)^4 \int_0^{\chi} d\chi \chi^3 m(\alpha + \delta) = \beta_0^4 \cdot 28,25,$$

$$l = \int d\xi \xi^4 m(\alpha + \delta)(\epsilon_0 + \beta) = \frac{1}{(\lambda \omega r_a)^5} \int_0^{15} d\chi \chi^4 m(\alpha + \delta)(\epsilon_0 + \beta) = \beta_0^5 \cdot 22,2,$$

da ja für diesen Fall sich $\chi_a = \lambda \omega r_a = \frac{1}{\beta_0}$ ergeben hatte.

Damit werden:

$$P = \frac{2 \pi \rho}{\omega^2 \lambda^4} 28,25. \quad N = L \omega = \frac{2 \pi \rho}{\omega^2 \lambda^5} 22,2.$$

Jetzt kann man zunächst λ aus der Leistung N finden:

$$\lambda = \sqrt[5]{\frac{2 \pi \rho 22,2}{\omega^2 N}}$$

und damit

$$r_a = \frac{1}{\beta_0} \sqrt[5]{\frac{N}{\omega^3 22,2 \cdot 2 \pi \rho}}$$

was für Luft mittlerer Dichtigkeit mit $\rho = 0,125$ und $\beta_0 = \frac{1}{15}$ liefert

$$r_a = 8,484 \sqrt[5]{\frac{N}{\omega^3}} \quad (27)$$

Damit ist für eine gegebene Leistung N in kgmsek^{-1} und gegebene Winkelgeschwindigkeit ω in sek^{-1} der zugehörige Außenradius größten Hubes in m . gegeben.

Setzt man noch den Wert von λ in P ein, so erhält man schließlich:

$$P = 28,25 \sqrt[5]{\frac{N^4 2 \pi \rho}{\omega^2 22,2^4}}$$

was wiederum für $\rho = 0,125$ zu dem Zahlenergebnis führt:

$$P = 2,254 \sqrt[5]{\frac{N^4}{\omega^2}} \quad (28)$$

Käme es z. B. darauf an, Hubschrauben vorgeschriebener Winkelgeschwindigkeit zu vergleichen, so wäre als

α	β	ϵ_0	χ	$\epsilon_0 \chi$	m	$b = m \chi \cdot 0,1495$ r_a	$\frac{y}{m(\alpha + \delta) \chi^2}$	$\frac{x}{m(\alpha + \delta) \chi^4 (\epsilon_0 + \beta)}$	$\frac{3}{2} x - y$	$i = \alpha + \epsilon$	$\frac{s}{r_a}$	$\text{tg } \epsilon_1$	μ
0,05	$\frac{1}{15} = 0,0667$	0	15	0	0	0	0	0	0	0,05	$\chi_a = 15$	0,314	0
0,06	0,0673	0,00869	11,97	0,104	0,0112	0,01990	1,922	1,733	0,477	0,0687	0,345	0,13	0,0097
0,07	0,0691	0,01953	9,44	0,1843	0,0281	0,0398	2,608	2,180	0,662	0,08953	0,354	0,16	0,0141
0,09	0,0749	0,0455	6,305	0,2870	0,0781	0,0736	2,540	1,940	0,370	0,1355	0,358	0,24	0,0269
0,1	0,0785	0,05975	5,33	0,3185	0,1079	0,0859	2,287	1,686	0,242	0,15975	0,356	0,28	0,0350
0,15	0,1018	0,1367	2,899	0,396	0,3055	0,1321	1,410	0,975	0,050	0,2867	0,348	0,49	0,101
0,2	0,1291	0,216	1,960	0,423	0,538	0,1575	0,9715	0,657	0,0145	0,416	0,341	0,70	0,206
0,25	0,1585	0,2805	1,533	0,430	0,729	0,1669	0,757	0,509	0,006	0,5305	3,53	0,89	0,331
0,5	0,31667	0,66546	0,6771	0,451	1,97	0,1993	0,32972	0,2190	— 0,00083	1,16546	3,42	1,9	1,57
1	0,64519	1,3798	0,32833	0,453	4,29	0,2105	0,15787	0,10496	— 0,00033	2,3798	3,38	3,9	0,55

Wertungsformel die reine Zahlgröße:

$$w_1 = \frac{P^6 \omega^2}{N^4} < 2,254^6$$

vorzuschlagen. Würde ferner für diesen Zweck ein möglichst kleiner Radius verlangt, so wäre zu werten die reine Zahlgröße:

$$w_2 = \frac{r_a^5 \omega^3}{N} > 8,484^6.$$

Die Zahlenwerte geben hierbei die wahrscheinlichen theoretischen Maxima an.

Bei dieser Aufgabestellung tritt also nicht der Renardsche Gütegrad in Wirkung, sondern 2 andere dimensionslose Wertungszahlen w_1 und w_2 . Die Abhängigkeiten (27) und (28) eignen sich gut für logarithmisch gradlinige graphische Darstellung.

Beispielsweise ergibt sich für eine Leistung von 3600 kgm/sek⁻¹ (48 PS) und $\omega = 130$ (1240 Touren) $P_{max} = 225$ kg bei einem Radius $r_a = 2,35$ m. Es ist bemerkenswert hierbei, daß die bei dieser Motorstärke und Umdrehungszahl sonst bei Fahrtschrauben erreichte Schubkraft von etwa 150 kg bei einem Radius von 1 bis 1,2 m sich im Stand auf 225 kg bei $r_a = 2,35$ m erhöhen läßt.

Aus den Formeln läßt sich weiter erkennen, wie der Hub bei gleichbleibender Umdrehungszahl langsamer wächst als die Leistung, dagegen mit abnehmender Umdrehungszahl und gleichbleibender Leistung zunimmt.

Für die zweite Aufgabestellung, wo der Außenradius und die Leistung vorgeschrieben und die günstigste Winkelgeschwindigkeit und der größte Hub gesucht werden, ist in dem Kurvenblatt (Fig. 6) noch die Kurve für

$$\frac{3}{2} \chi^4 m (\alpha + \delta) (\epsilon_0 + \beta) - \chi^3 m (\alpha + \delta)$$

entsprechend der früher auseinandergesetzten Theorie aufgetragen und bestimmt worden, an welchem Punkt die positive Fläche der Kurve den anfänglich negativen Flächeninhalt aufhebt. Zur größeren Deutlichkeit wurden für diesen Zweck die Abszissen χ im Maßstab verdoppelt.

Es zeigte sich diese Grenze bei $\chi_a = 1,45$ und dieser Wert gibt an, bis wohin bei der zweiten Fragestellung die sämtlichen Kurven für die Hub- und Momentverteilung und die Flügelbreite zu berücksichtigen sind. Trotz der Gültigkeit aller gerechneten Werte wird der Charakter der Schraube doch ein ganz anderer.

Hub und Moment wachsen bis zum Außenrande $\chi_a = 1,45$ ziemlich genau linear, und die Flügelbreite nimmt von innen nach außen nur wenig ab und ist am Außenrande sehr viel größer wie früher.

Die Renardschen Koeffizienten ergeben sich wieder als die Inhalte, diesmal der gestrichelten Flächen, und zwar zu:

$$p_1 = \frac{1}{\chi_a^4} 0,522 \quad l_1 = \frac{1}{\chi_a^5} 0,348$$

wo $\chi_a = 1,45$.

Damit erhält man:

$$P = \frac{2 \pi \varrho \cdot 0,522}{\chi_a^4} \omega^2 r_a^4 \quad N = \frac{2 \pi \varrho \cdot 0,348}{\chi_a^5} \omega^3 r_a^5.$$

Für gegebene Leistung N und gegebenen Radius r_a also ergibt sich die günstigste Winkelgeschwindigkeit

$$\omega = \sqrt[3]{\frac{N}{2 \pi \varrho l_1 r_a^5}}$$

und für Luft bei $\varrho = 0,125$ zu:

$$\omega = 2,8623 \sqrt[3]{\frac{N}{r_a^5}} \quad (29)$$

während der größte bei diesem Radius und dieser Leistung erreichbare Hub herauskommt als:

$$P_{max} = p_1 \sqrt[3]{2 \pi \varrho \frac{N^2 r_a^2}{l_1^2}} = 0,760 \sqrt[3]{N^2 r_a^2} \quad (30)$$

Es treten hier demnach andere dimensionslose Wertungsziffern auf, von denen sich die eine als wesentlich mit dem Renardschen Gütegrad herausstellt, nämlich

$$w_1' = \frac{P^6}{N^2 r_a^2} < 0,760$$

und

$$w_2' = \frac{\omega^3 r_a^4}{N} < 2,8623.$$

Hier ist nun aber bei der Beurteilung unserer Zahlen zu beachten, daß, wie die Tabelle zeigt, in dem in Betracht kommenden Bereich α und ϵ_0 , die wir als so klein vorausgesetzt hatten, daß $\sin \alpha = \alpha$, $\sin \epsilon_0 = \epsilon_0$ und $\cos \alpha = 1$ und $\cos \epsilon_0 = 1$ gesetzt werden konnten, nicht mehr diese Voraussetzung erfüllen. Während also die frühere Aufgabestellung Ergebnisse von durchaus zuverlässiger Annäherung lieferte, dürfen wir die letzten Ergebnisse nur als erste Näherungswerte auffassen und einer späteren Verbesserungsrechnung überlassen, den genaueren Wert der spezifischen Flügelvölligkeit m und der Größen $\sin \alpha$, $\sin \epsilon_0$, $\cos \alpha$, $\cos \epsilon_0$ für die Berechnung der Kurven zu verwenden.

Immerhin ergibt sich schon hier eine recht befriedigende Übereinstimmung mit dem bisher Erreichten. Die Renardsche Ziffer ist nämlich nach der gegebenen

Kurve $\frac{P^6}{N^2 \pi r_a^2 \varrho} = 1,117$, während Renard selbst erreicht hatte 1,14, Bendemann 1,21 und Bréguet die wohl noch unverbürgte Zahl 1,94 erreicht zu haben angibt. Wenn auch der Renardsche Gütegrad, wie der Bau von p_1 und l_1 zeigt, bei genauerer Rechnung größer ausfallen muß, halten wir doch den Bréguetschen Wert für unwahrscheinlich hoch.

Für Wertungsversuche von Hubschrauben verschiedener Abmessungsverhältnisse, die bei gegebenem Außenradius einen größten Hub entwickeln sollen, aber nur für diese ist also der Renardsche Gütegrad zu nehmen, will man außerdem noch eine große Winkelgeschwindigkeit und damit kleine Flügelflächen erzielen, so wäre auch noch w_2' als Wertungsziffer hinzuzufügen.

Auf solche und die frühere Weise kann man auch solche Hubschrauben vergleichsweise z. B. für Wettbewerbe werten, die nicht für dieselbe Motorstärke oder denselben Außenradius gebaut sind. Auch hier wird es gut sein, die Formeln für ω und P logarithmisch aufzutragen, da man bei logarithmischer Abszissen- und Ordinatenauftragung Scharen von Graden erhält.

Die Tragweite der Ergebnisse möge ein weiteres Zahlenbeispiel erläutern.

Nehmen wir wieder eine Motorstärke von 3600 kgm/sek (48 PS) mit zwei Schrauben von je 5 m Radius als konstruktiv noch zulässiges Maß mit einem Getriebeverlust von 10 %, also $N = 2 \cdot 1600$ kgm/sek⁻¹, $r_a = 5$ m, so wird nach (30)

$$P_{max} = 2 \cdot 304,1 \text{ kg} = 608,2 \text{ kg} \\ \omega = 2,29 \text{ (21,9 Touren)}.$$

Die Hubkraft wird also 2,7 mal so groß wie in dem entsprechenden Beispiel der früheren Fragestellung, hiervon wäre aber noch das größere Gewicht der Flügel und Übertragungsorgane abzuziehen.

Am Ende dieses Abschnittes drängt sich nun offenbar die Frage nach den Aussichten der Hubschrauben für Flugzeuge auf. Tatsächlich haben Bréguet und Cornu 1908 und 1909 (siehe *Aérophile*) Motor, Führer, Schraube und Traggerippe mit 50 pferdigen Motoren gehoben, haben jedoch wegen der Betriebsschwierigkeiten der Getriebe und der mangelnden Stabilität ihre Konstruktionen nicht weiter ausgebaut. Ich selbst bin nicht aus Vorliebe für die Hubschraube zu der Behandlung geführt worden, sondern durch das selbsttätige Fortschreiten des Stoffes, und weil mir der Fall als mechanischer Grenzfall mit besonders großer Ansaugung wichtig erschien. Daß der Hubschraube in bezug auf den Aufstieg und die Landung und unter Umständen vielleicht auch in bezug auf den Luftwiderstand bei hohen Fahrgeschwindigkeiten große Vorzüge innewohnen, ist wohl nicht zu bestreiten, aber wie die Leichtigkeit und Sicherheit der Übertragungsorgane und der großen bewegten Flügel zu erreichen ist, welche Verschiebungen der Druckresultierenden, welche Gleichgewichtslagen und Schwingungseigenschaften und welche Änderungen des Auftriebs Hubschrauben in Fahrt zeigen, das sind wichtige Fragen, deren rechnerische und experimentelle Lösungen noch in den Anfängen stecken.

(Fortsetzung folgt.)

Das Luftschiff der Siemens-Schuckertwerke und seine Halle.

Von O. Krell. (Schluß von Teil I.)

Mit Rücksicht auf die Beherrschung des inneren Gasdruckes erschien es nicht ratsam, einen Ballon von so großer Länge ohne Unterteilungen zur Ausführung zu bringen.

Der Ballon ist daher durch drei Schotten in vier Räume unterteilt, von denen die drei vorderen Räume mit Ballonetten versehen sind. Durch wechselweises Einpumpen von Luft ins vordere oder hintere Ballonet ist man in der Lage, den

Kopf des Ballons zu heben oder zu senken, d. h. dem Ballon eine Schrägstellung zu erteilen. Die Schrägstellungen des Ballons sind erforderlich, um dynamisch unter Überwindung eines vorhandenen Auftriebes bzw. Abtriebes in einer gewollten Fahrhöhe bleiben oder auf- und absteigen zu können.

Zur Bedienung der Ballonette sind drei Ventilatoren vorgesehen, die in dem von den Stoffbahnen gebildeten Kanal untergebracht sind und zwar direkt über der mittleren Gondel. In dieser befinden sich zwei 24 pferdige Gaggenauer Benzinmotoren (früher Süddeutsche Automobilfabrik Gaggenau, Baden), von denen nach Belieben der eine mittels eines Kreis- seiltriebes die Ventilatoren antreibt, während der andere als Reserve dient. Die Ventilatoren sind Spezialkonstruktionen der Siemens-Schuckertwerke. — Zwischen den beiden Benzinmotoren ist auch noch ein Luftkompressor angeordnet, der Preßluft auf 4 bis 5 Atm. komprimiert. (Siehe Fig. 7.) Diese Preßluft findet Verwendung zur Betätigung der sämtlichen Ventile und Klappen des Ballons, weil die Bedienung dieser Teile durch Zugorgane bei seiner großen Länge nicht zweckdienlich und übersichtlich genug erschien. Bis jetzt hat bei allen Fahrten und Versuchen die pneumatische Betätigung störungsfrei funktioniert. In der Mittelgondel sind außerdem alle Organe und Instrumente, die zur Führung des Ballons erforderlich sind, konzentriert. Im vordersten Teil der Gondel befindet sich der Stand für den Steuermann; unmittelbar vor ihm ist ein Fluid-Kompaß von der Firma Bamberg & Co. eingebaut, in dessen Umgebung nach Möglichkeit Eisen- und Stahlteile vermieden wurden. Hinter dem Steuerstand ist der Kommandoraum angeordnet (s. Fig. 7). Auf der Abbildung sieht man die beiden elektrischen Maschinentelegraphen für die beiden Maschinengondeln, mittels deren die wichtigsten Kommandos übermittelt werden können. Die Apparate sind von der gleichen Konstruktion wie sie die Firma Siemens & Halske seit Jahren für die Kaiserl. deutsche Marine liefert. Die Apparate sind mit Quittung eingerichtet, so daß zum Zeichen, daß das Kommando richtig verstanden worden ist, ein Kontrollzeiger auf das von dem Führer gegebene Kommando einspringt, sobald der Hebel an der Empfängerstation in der Maschinengondel auf das betreffende Kommando nachgestellt ist. Für den Fall des Versagens dieser Apparate und um auch andere Befehle übermitteln zu können, ist ein Typen-Ferndruckapparat nach Art von Schreibmaschinen angeordnet, der bereits gute Dienste geleistet hat. Auch dieser Apparat ist von Siemens & Halske gebaut und zwar von demselben Typ, wie er im Postverkehr vielfach Verwendung findet und gründlich ausprobiert ist. Diese Art der Befehlsübermittlung wurde gewählt, da es bei dem Geräusch der Hauptmaschinen ausgeschlossen war, eine Verständigung mittels Sprachrohren zu erzielen. Die Verwendung von Telefonen mißglückte, weil die modernen Mikrophone zu sehr auf mechanische Erschütterungen reagieren. Aus der Abbildung ist ferner noch unterhalb der Führergondel eine von den 24 pferdigen Benzinmotoren anzutreibende Hubschraube zu sehen, die bei einem Gewicht von etwa 18 kg eine Hubkraft von ca. 120 kg auszuüben vermag. Die Erprobung der Schraube ist auf spätere Fahrten verschoben worden, weshalb sie einstweilen entfernt wurde.

Das fünffache Horizontalsteuer (Fig. 8) wird mittels Zugorganen von dem Steuerstand in der Mittelgondel betätigt; auf der Abbildung der Mittelgondel ist dieses Zugorgan deutlich zu sehen. (Die in der Stoffwand links oben in der Abbildung sichtbare Öffnung stellt die Austrittsöffnung einer Leitung aus einem Luft-

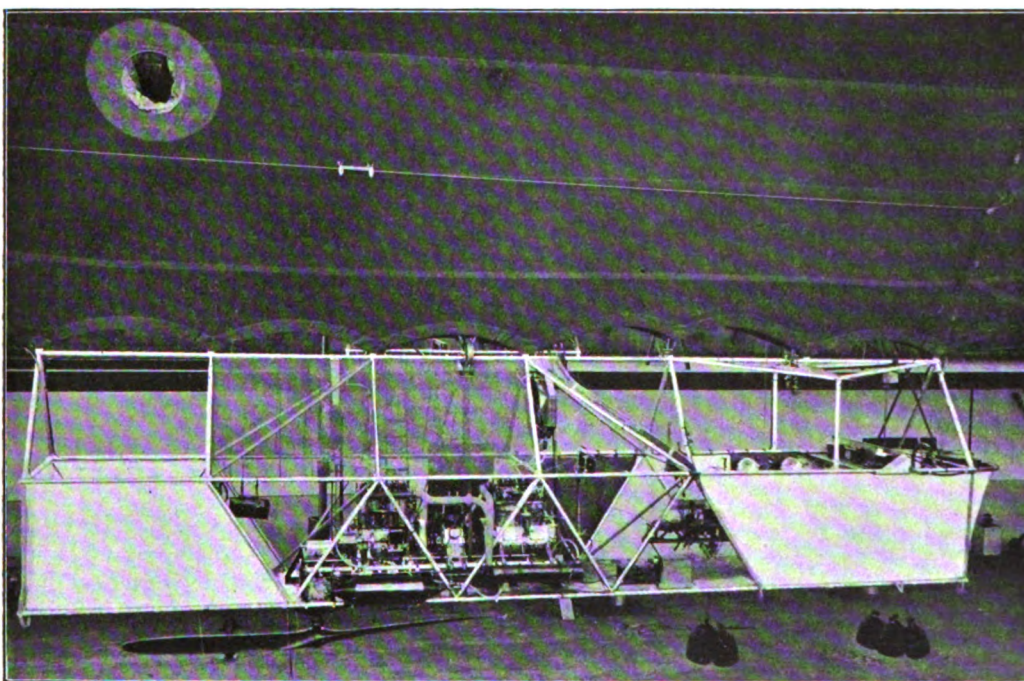


Fig. 7. Mittelgondel (Führergondel).

ballonet dar.) Außer dem fünffachen Horizontalsteuer werden auch die vorn und hinten über den Maschinengondeln angebrachten Höhensteuer durch Zugorgane von der Mittलगondel aus betätigt.

In jedem der beiden Zwischenräume zwischen den Gondeln sind an einem besonderen Gestell, das mit einem der Benzingefäße verbunden ist (Fig. 6, S. 61), die Wasserballast-

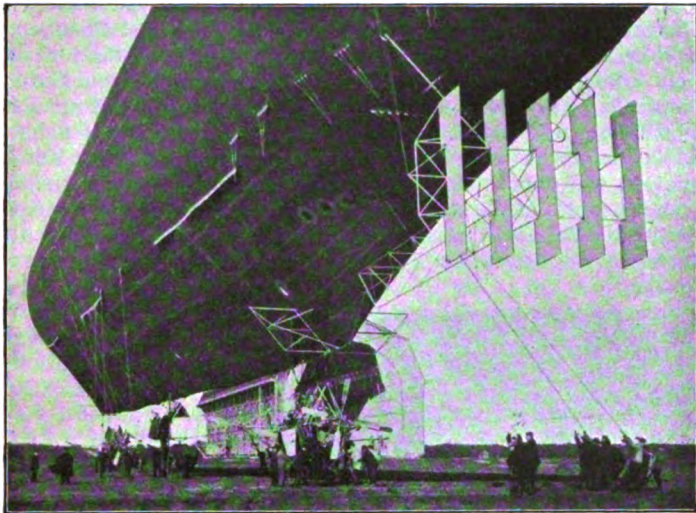


Fig. 8. Blick auf das fünffache Seitensteuer.

säcke angebracht. Diese Säcke sind in der üblichen Weise als an beiden Enden offene Schläuche ausgeführt. Beide Enden zusammen werden an einer Aufhängevorrichtung befestigt, die so funktioniert, daß das eine Ende losgeworfen werden kann, wodurch sich der gesamte Wasserinhalt des Schlauches entleert. Die Betätigung dieser Aufhänge- und Loswerfvorrichtung geschieht ebenfalls durch einzelne Zugorgane vom Führerstand aus. Zu den unmittelbar vom Führer zu betätigenden Organen gehören auch die Reißvorrichtungen, deren zwei am Ballon angebracht sind.

Vor und hinter der Mittलगondel in der unteren Vereinigungslinie der Stoffbahnen sind je 5 zylindrische Benzintanks eingelegt; der Durchmesser dieser Benzintanks beträgt 320 mm.

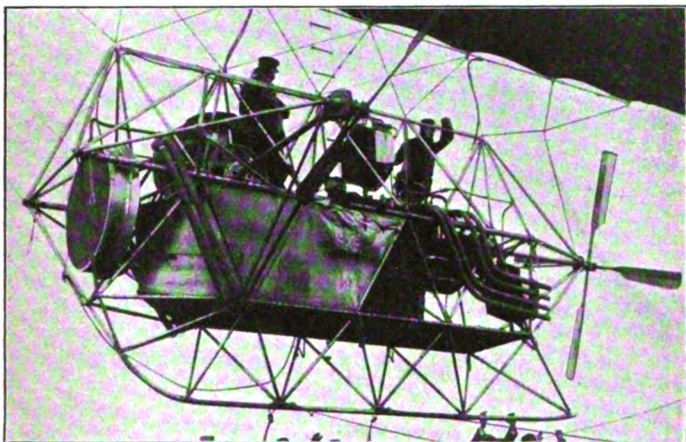


Fig. 9. Die vordere Maschinengondel.

Das Material ist Tombakblech von denkbar größter Zähigkeit, so daß erwartet werden kann, daß bei Stößen zwar Einbeulungen, nicht aber Durchlöcherungen des Bleches eintreten werden. Die einzelnen Benzintanks sind durch biegsame Metallschläuche (nicht Spiralschläuche) miteinander verbunden. Das Auspressen des Benzins geschieht durch Stickstoff, um eine Explosionsgefahr auszuschließen. Auf den Benzintanks sind Holzbretter angebracht, die als Laufsteg für die Kommunikation zwischen den Gondeln dienen.

Während die Mittलगondel direkt an der Vereinigungskante der Stoffbahnen aufgehängt ist, hängen die Maschinengondeln unter Vermittlung von kurzen Stahlseilen an einem innerhalb des Stoffbahnkanals einmontierten Rahmen von dreieckigem Querschnitt. Dieser Rahmen ist ebenso wie die Gondeln und sonstigen Fachwerksgebilde des Ballons aus dünnwandigem Stahlrohr zusammengesetzt und besitzt eine Länge von $10\frac{1}{2}$ m. Sein Hauptzweck ist, die Anbringung der Höhensteuer zu ermöglichen, und das konzentrierte Gewicht der Maschinengondeln auf die oben erwähnte Länge zu verteilen. Diese sog. Obergondeln haben verschiedentlich dazu geführt, die Konstruktion des Ballons als halbstarr zu bezeichnen; wohl mit Unrecht, denn jeder Prallballon wird auf die Länge der verwendeten Gondel versteift; es müßte dann auch z. B. der Parsevalballon VI, der die längste Parsevalgondel besitzt, als halbstarr bezeichnet werden. Bedenkt man, daß der Siemens-Schuckert-Ballon im ganzen nur 30 m versteifender Konstruktion enthält, nämlich die beiden Obergondeln der Maschinengondeln und die 9 m lange Mittलगondel, während die Gesamtlänge 120 m beträgt, so dürfte von einer Versteifung

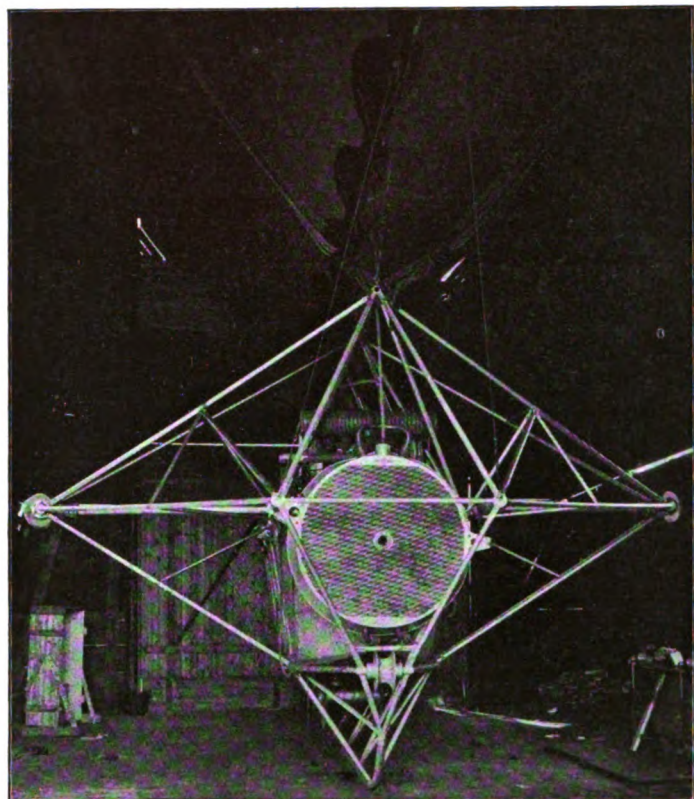
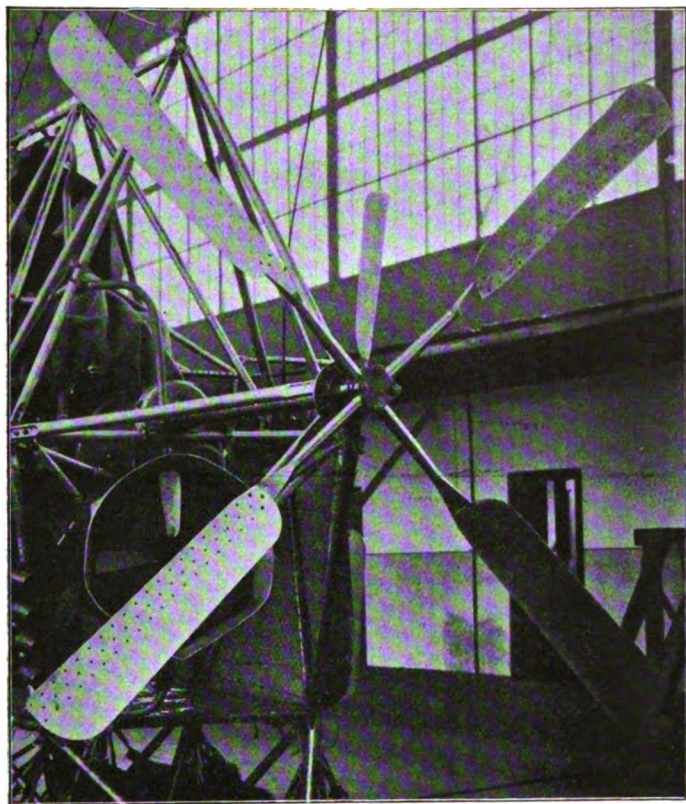


Fig. 10. Versuchsschuppen der S.S.W. am Nonnendamm zur Erprobung der Maschinengondel an der Stoffbahnaufhängung.

des Prallballons um so weniger die Rede sein, als die drei Gondeln nicht einmal unter sich durch versteifende Organe zusammenhängen. Die Knotenpunkte der Maschinengondeln sind, wie bereits erwähnt, und aus den Fig. 9 u. 10 ersichtlich, mit den Knotenpunkten der Obergondeln durch Stahlseile verbunden und zwar so, daß auch bei Schräglagen des Schiffes eine Verschiebung der Maschinengondeln gegen die Obergondeln ausgeschlossen ist. Es hat sich bei den bisherigen Probefahrten gezeigt, daß diese Maschinengondeln trotzdem sie in nur einer einzigen Ebene aufgehängt sind, vollkommen ruhig hängen, ohne zu pendeln.

In jeder Maschinengondel sind zwei 125 pferdige Vierzylinder-Daimler-Motoren eingebaut, von denen der vordere Motor einer jeden Gondel nach rechts und links eine zwei-flügelige Schraube von 3 m Durchmesser antreibt. Die Kraftübertragung geschieht durch Wellen und Winkelräder. Der hintere Motor einer jeden Gondel steht längsschiff und treibt mittelst eines Stirnradvorgeleges und einer lösbaren Spiralbandkupplung die rückwärtige vierflügelige Schraube an. Während also jede der seitlichen Schrauben etwa 60 PS auf-

zunehmen hat, wird an die vierflügelige Schraube die Gesamtleistung eines Motors abgegeben. Die Bauart der Schraube geht aus Fig. 11 bis 13 hervor. Um jede Schwächung der Befestigungsstelle an der Nabe zu vermeiden, wurden durchgehende Schäfte gewählt, die lediglich durch Klemmung festgehalten werden. Es wurde zu diesen Schäften nach ausgedehnten Versuchen ganz zäher Nickelstahl zum Teil von Friedr. Krupp, zum Teil von der Bismarckhütte verwendet. Diese Schäfte sind an ihren Enden in Blätter ausgeschmiedet und erhalten durch aufgenietete Aluminiumbleche ihre Flügelform. — Ein solches Flügelpaar wurde in dem Schleuderraum (Fig. 3) der Siemens-Schuckertwerke 100 Stunden lang mit um 10 % erhöhter Tourenzahl in Betrieb gehalten, wobei sich an keinem Teil irgendwelche Veränderungen feststellen ließen. Außerdem wurden noch kurze Schleuderversuche mit um 75 % erhöhter Tourenzahl vorgenommen, so daß mit einem Bruch der Propeller nach menschlichem Ermessen nicht gerechnet zu werden braucht. Die Tourenzahl der seitlichen Propeller beträgt 700, die der rückwärtigen Propeller 750.



Ballon gut Kurs hält, was auf den durch die Stoffbahnen gebildeten Kiel zurückzuführen sein dürfte.

Der hinterste Teil des durch die Stoffbahnen und den Ballonkörper gebildeten Kanals ist abgeschottet und mit der Außenluft durch die über der hinteren Maschinengondel ersichtlichen Austrittslöcher (Fig. 8) in Verbindung gebracht. In diesen abgeschotteten Teil mündet die Sammelleitung, in die ihrerseits sämtliche Gasüberdruckventile, die an der Unterseite des Ballons angebracht sind, das Gas abgeben. Außer diesen Gasventilen sind noch am Rücken des Ballons zwei Gasüberdruckventile, die auch pneumatisch willkürlich geöffnet werden können, angeordnet. Die Überdruckventile der Luftballonete geben die überschüssige Luft durch kurze bis an die Stoffbahn reichende Leitungen, direkt an der jeweiligen Stelle, an der sie sich befinden, nach außen ab. — Eine Ventilation des durch die Stoffbahnen gebildeten Kanals findet insofern statt, als die Ballonettventilatoren aus diesem Kanal die in die Ballonete zu pumpende Luft entnehmen; außerdem erzeugen die über den Gondeln durch die Ausbildung der

bogenförmigen Aufhängung gebildeten Öffnungen durch ihre Saugwirkung bei Fahrt einen lebhaften Luftwechsel innerhalb des Kanals.

Es mußte nach den Erfahrungen, die bei weiter ausgedehnten Ballonfahrten mit anderen Ballons gemacht wurden, damit gerechnet werden, den Ballon im Freien ohne Halle so zu verankern, daß er bei eintretendem stürmischen Wetter möglichst sicher der Sturmgewalt standhält. Einen so großen Ballon für alle Fälle sicher zu verankern, erschien unmöglich und hauptsächlich aus diesem Grunde wurden die beiden Reißbahnen angeordnet, um im Notfall, wenn die Gefahr des Losreißen besteht, den Ballon am Verankerungsplatz zur Strecke zu bringen, damit nicht der etwa sich losreißen und steuerlos dem Sturm preisgegebene Ballon beim Niedergehen Schaden anrichten kann. — Schon bei den allerersten Projekten, die vor drei Jahren gemacht wurden,



Fig. 11 und 12. Vierflügelige Luftschraube für 125 PS und zweiflügelige seitliche Schraube mit vollen durchgehenden, in der Nabe geklemmten Flügelschäften.

Der zwischen den Kufen und dem Fußboden der Maschinengondeln gebildete Raum (Fig. 9) kann durch Einbringung von Schwimmkörpern dazu benutzt werden, ein Niedergehen des Ballons auf einer Wasserfläche zu ermöglichen.

An der Obergondel, die zu der hinteren Maschinengondel gehört, ist ein dreieckiger Träger durch Gelenk verbunden, der an seinem hinteren Ende das Gerüst für das fünffache Seitensteuer trägt (Fig. 6, S. 61). Die einzelnen Steuerruder besitzen eine Höhe von 4 m und eine Tiefe von 1,4 m und sind teilweise ausbalanciert, um das Ruderlegen zu erleichtern. Die Kraft des Ruderdruckes wird durch die ebenfalls in der Zeichnung und in dem Bilde (Fig. 8) ersichtlichen beiden Streben auf den Ballonkörper übertragen. Ein Kippen der Ruder um den unteren Vereinigungspunkt der Streben wird vermieden durch Verspannung der Enden des Quergerüsts mit dem Ballonkörper durch Drahtseile. Die Ruderanordnung hat sich bei den bisherigen Fahrten insofern vorzüglich bewährt, als auch bei geringer Fahrt der Ballon sofort auf veränderte Ruderlage anspricht. Bei diesen Fahrten ist auch ein weiterer Vorteil der Stoffbahnaufhängung in die Erscheinung getreten, indem es sich herausgestellt hat, daß der

war eine Fesselung des Ballons an der Spitze als die einzige Möglichkeit, einen so großen Prallballon zu halten, vorgesehen, wobei das Einspielenlassen des Ballons als Windfahne in die Richtung des Windes in Aussicht genommen war. Der Fesselungspunkt wurde an die vorderste Spitze des Gaskörpers gelegt, damit bei ev. Sinken des Druckes im Ballon und bei großer Windstärke kein Einstülpen der vorderen Spitze möglich ist. Es bestand dabei die konstruktive Schwierigkeit, die konzentrierte, im Fesseltau angreifende Kraft möglichst gleichmäßig und sicher auf den Ballonkörper zu übertragen. Dies geschah in der Weise, daß das in sechs einzelne geklöppelte Baumwollseile unterteilte Fesseltau durch mehrfache Zweiteilung über Rollenblöcke die Angriffskraft auf 24 Stellen überträgt (Fig. 14). Diese auf die 24 Stellen konzentrierten Kräfte werden in der gleichen Weise auf den Ballonstoff gleichmäßig übertragen, wie dies bei den Gondelaufhängungen der Fall ist, nämlich unter Zuhilfenahme von in Säumen eingelegten Stahlseilen. Diese Säume sind in einem kreisförmigen Gurt vereinigt. Dieser Gurt seinerseits ist dadurch gebildet, daß er an der Angriffsstelle der Seile aus zehnfach übereinander gelegtem Stoff besteht, dessen Stärke lagenweise abnimmt, je größer

der Durchmesser des Ballons wird. Die letzte Lage endigt bei einem Ballondurchmesser von 10 m. Die sechs Fesselungsseile sind knapp vor der Spitze des Ballons durch einen Führungstrichter vereinigt. Von der Fesselung gibt die Fig. 14 ein anschauliches Bild. Die Fesselungstau sind etwa 50 m lang und sind während der Fahrt an der vorderen Gondel so aufgeschossen, daß sie durch Betätigung eines Sliphakens jederzeit von der vorderen Maschinengondel aus abgeworfen werden können.

Anfang Juli vorigen Jahres war der Ballon fahrbereit in der Halle. Wenn die erste Fahrt damals unterblieben ist, so ist dies vor allem darauf zurückzuführen, daß die Daimlermotorengesellschaft sich aus freien Stücken anbot, die vier Motoren nach den neuesten Erfahrungen kostenlos umzubauen, wobei eine Erneuerung der Zylinder und der Kolben in Aussicht genommen war. Es erschien ausgeschlossen, mit Motoren in die Versuchsfahrten einzutreten, die vom Fabrikanten selbst als so verbesserungsbedürftig betrachtet wurden, daß er sich in anerkennenswerter Weise zum kostenlosen Umbau bereit erklärte. Man mußte für den Umbau wenigstens 10 bis 12 Wochen ansetzen, und so ergab es sich ganz von selbst, daß eine Reihe von Mängeln an dem Ballon, die aber die ersten Fahrten nicht unmöglich gemacht hätten, bei dieser Gelegenheit mit beseitigt werden konnten.

Von allgemeinerem Interesse dürfte es sein, daß sich fast alle nur durch Aufeinanderkleben befestigten Stoffteile infolge der großen Hitze im Juni und Juli v. Js. lösten. Man kann demnach auf Haltbarkeit von Stoffverbindungen nur rechnen, wenn man sie näht und klebt.

Außerdem mußte nach den Erfahrungen bei Weilburg die Fesselung des Ballons verstärkt werden, auch war die Führergondel zu eng und bedurfte der Erweiterung. Verlangten schon diese Arbeiten eine Entleerung des Ballons, so wurde sie vollends unvermeidlich, wenn die Fehler in der Ballonform beseitigt werden sollten. Dadurch nämlich, daß die Dehnung des neuen dreifachen Stoffes ganz unbekannt und größer als erwartet war, hoben sich die Spitzen der über die Stoffbahn hinausragenden Teile des Kopfes und des Schwanzes nach dem mehrmonatlichen Stehen des Ballons unter Gas um 1,75 bzw. 4,5 m über die Mittellinie. Da es sich hierbei nicht nur um einen Schönheitsfehler handelte, sondern vielmehr die Fahrgeschwindigkeit durch diese Form eine Einbuße

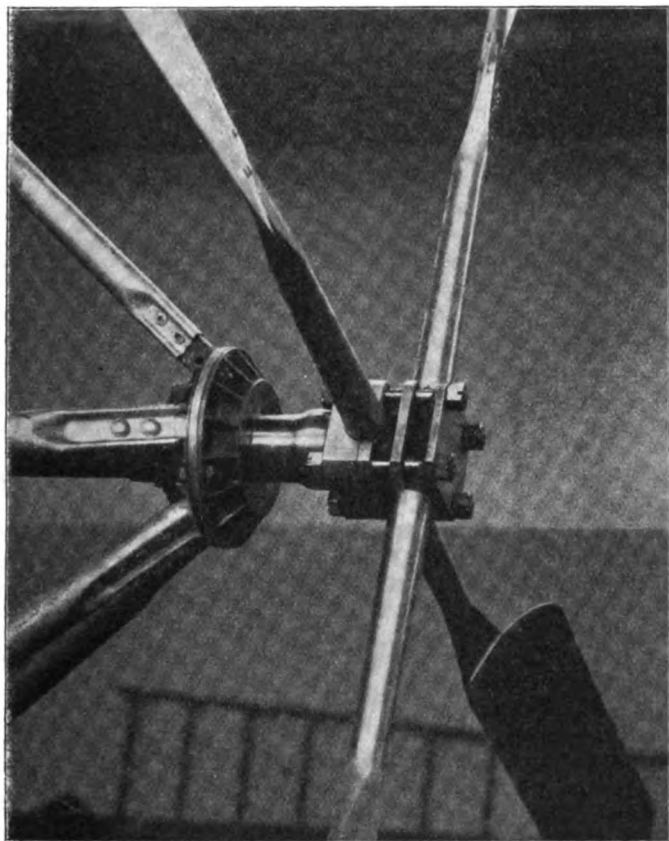


Fig. 13. Nabenkonstruktion der vierflügeligen Luftschraube.

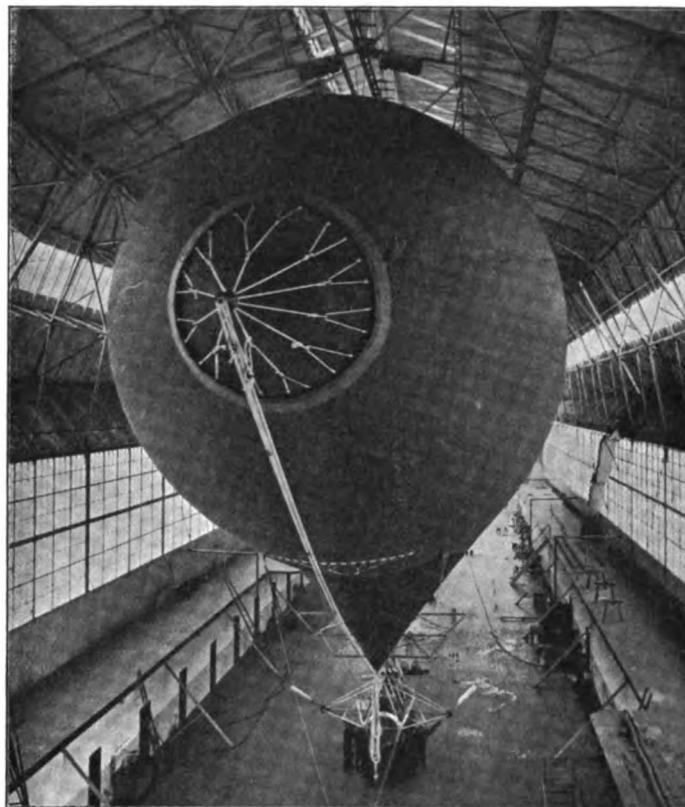


Fig. 14. Kopfe des Ballons mit Fesselung.

erlitten hätte, so blieb nichts anderes übrig, als durch Einsetzen keilförmiger Stücke die Form zu korrigieren. Daß dies ganz leidlich gelungen ist, beweisen die photographischen Aufnahmen (Fig. 15), die vom Ballon bei seinem ersten Aufstieg gemacht wurden.

Am 21. Juli wurde die Entleerung vorgenommen, wobei wieder eine Menge wertvoller Erfahrungen gesammelt werden konnten. Da die jetzt an der oberen Seite eingebauten Gasventile noch nicht vorhanden waren, wurde die Entleerung durch Ziehen der Reißleine bewirkt. Die Reißvorrichtung funktionierte einwandfrei, auch fand kein Weiterreißen statt. Bei der Untersuchung der entleerten Hülle stellte sich heraus, daß das Mittelraumballonett infolge eines Konfektionsfehlers geplatzt war, eine für die Konstrukteure unangenehme Feststellung, insofern als nun verschiedene unerklärliche Erscheinungen bei den Trimmversuchen ihre Lösung fanden. Um eine Wiederholung dieses Vorkommnisses zu verhindern, wurde die Ballonettkonstruktion vollständig geändert.

Alle diese Arbeiten ließen auf eine Verzögerung von mehreren Monaten schließen und so griff man auch zur Umkonstruktion des zweifachen Seitensteuers mit niedrigen breiten Flächen in ein fünffaches mit hohen und schmalen Flächen.

In den letzten Tagen des vorigen Jahres konnte endlich die zweite Füllung des Ballons vorgenommen werden. Die Montagearbeiten am gefüllten Ballon gingen rasch vonstatten, so daß in den ersten Tagen des Januar der erste Aufstieg nur mehr vom Eintritt günstigen Wetters hierfür abhängig war. Er erfolgte am 23. Januar 1911. Die Fahrt dauerte 40 Minuten. Die Landung erfolgte glatt dicht bei der Halle.

Es muß im Hinblick auf die Entwicklung der Ballontechnik dankbar anerkannt werden, daß Geheimrat Dr. W. v. Siemens auf eine Anregung von militärischer Seite hin die beiden Firmen Siemens & Halske und die Siemens-Schuckertwerke zu bestimmen gewußt hat, so reichliche Mittel zur Verfügung zu stellen, daß die Durchführung dieses Versuches in großzügigstem Rahmen begonnen werden konnte. Trotzdem wäre es dem Verfasser dieses nicht möglich gewesen, den ihm gewordenen ehrenvollen Auftrag, die technische Leitung der Arbeiten zu übernehmen, bis zu dem jetzigen Stand durchzuführen, wenn es ihm nicht vergönnt gewesen wäre, Mitarbeiter von außergewöhnlicher Initiative und Tüchtigkeit zu gewinnen. Es möge hier der Platz sein, den

Herrn Regierungsbaumeister Janisch, dem die Leitung des Baues der drehbaren Halle oblag, sowie dem Schiffbauingenieur Alexander Dietzius als Chef des Ballonkonstruktionsbureaus und den Ingenieuren Haas und Dietzius jr. den Dank der beiden Firmen für ihre opferwillige ausdauernde Tätigkeit auszusprechen, ohne dabei all der übrigen zu vergessen, die bis zum letzten Manne mit einer gewissen Begeisterung sich in den Dienst der gemeinsamen Aufgabe gestellt haben. — Als Führer für das Luftschiff wurde Haupt-

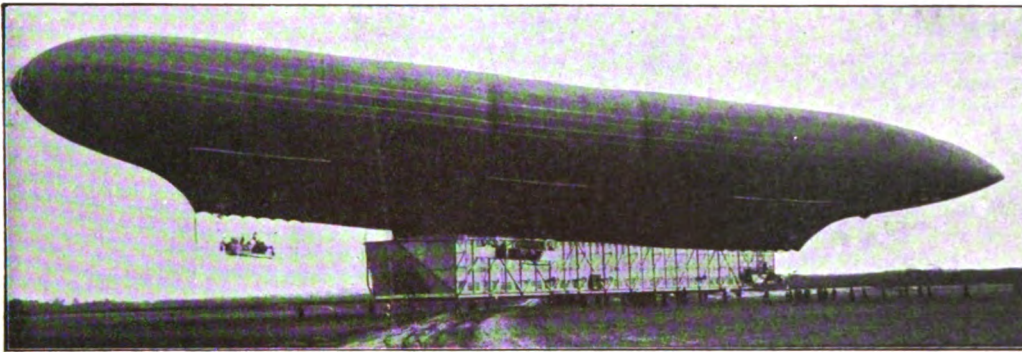


Fig. 15. Vom ersten Aufstieg des Siemens-Schuckert-Luftschiffes.

mann a. D. v. Krogh schon vor zwei Jahren gewonnen, der sowohl durch seine vielen Freiballonfahrten als auch durch seine Fahrten mit Zeppelin und Parseval bekannt ist. Während die Tätigkeit der Konstrukteure im großen und ganzen bis auf die sich aus den Versuchsfahrten ergebenden Arbeiten als beendet gelten kann, sieht er sich nunmehr an den Anfang seiner eigentlichen Aufgabe gestellt. — Möge ihm in der Führung des Luftschiffes zu seiner reichen Erfahrung auch das unerläßliche Glück beschieden sein.

Umlauf-Motoren.

Von G. Schendel.

Der Bucherer Motor. (Fortsetzung.)

Wir haben beim Gnome-Motor gesehen, daß die Corioliskraft weit höhere Pressungen zur Folge hat, als die Seitendrucke aus den Explosionskräften. Sollten daher beim Bucherer-Motor die Zylinderwände den ganzen Druck aufnehmen, so wäre der Vorteil der Anordnung verloren. Wie die Zusammenstellung für den 40 PS Bucherer-Motor zeigen wird, wäre ein schneller Verschleiß von Zylinder und Kolben die Folge.

Um einen Überblick über die Größe der auftretenden Kräfte zu geben, sind sie für den 40 PS Bucherer-Motor (Bohrung 80 mm, Hub 182 mm) ermittelt.

Es wiegt:

1 Kolbenkörper	0,695 kg,
1 Bronzedruckstück	0,084 «
1 geteilte Haltemutter	0,090 «
3 Kolbenringe	0,072 «
1 Kolben, kompl.	0,941 kg,
1 kompl. Kolbenverbindungsstange .	2,455 «

folglich 1 Kolbenaggregat 4,337 «

oder rund 5 kg, wenn man den äußeren Laufring des Kugellagers noch hinzurechnet. Bei 1000 Zylinderumdrehungen in der Minute tritt also eine Zentrifugalkraft auf von

$$P = 2 M \omega^2 \cdot r$$

$$M = \frac{5}{9,81} \quad \omega = \frac{1000}{9,55} \quad r = \frac{\text{Hub}}{2} = 0,091 \text{ m}$$

$$P = 1000 \text{ kg,}$$

d. i. ebenso groß als der Gasdruck auf den Kolben bei 20 Atm.

Für die Durchbiegung kommt folgende Verteilung in Betracht:

Das Kolbengewicht, 0,941 kg, steht bei 1000 Umdr./Min. unter einer Zentrifugalkraft von 190 kg und diese wirken an einem Hebelarm von 27 cm. Die Hälfte der Verbindungs-

stange, 1,227 kg, ergibt 250 kg, der Schwerpunkt dieser Hälfte liegt auf ungefähr 9 cm von Mitte.

$$M = 190 \cdot 27 + 250 \cdot 9 \\ = 7390 \text{ cm/kg.}$$

Sollte dies Moment durch einen Gegendruck der Zylinder aufgenommen werden, so müßte dieser $\frac{7390}{27} = 270 \text{ kg}$ betragen, da die Dichtungsringe nicht mittragen, die Kolbenprojektion folglich nur 280 qcm beträgt, fast 10 kg/qcm.

Wie die Fig. 4 zeigt, suchen die an den Kolben usw. angreifenden Zentrifugalkräfte die Verbindungsstange durchzubiegen; diese ist durchaus geeignet, größere Biegebeanspruchungen aufzunehmen. Denn infolge des Einbaues des Kurbellagers ergibt sich für sie, zumal wenn letzteres ein Kugellager ist, die Form eines Trägers gleicher Festigkeit fast von selbst. Ihre Durchfederung wird bei richtiger Konstruktion nur Bruchteile eines Millimeters betragen.

Gibt man den Kolben genügend Spiel, so daß nur die Dichtungsringe, welche sich in ihren Nuten bewegen können, anliegen, so werden Pressungen zwischen Kolbenkörper und Zylinder nicht auftreten, sondern das Kurbellager wird die Zentrifugalkräfte aufnehmen.

Drücke zwischen Kolben und Zylinder ergeben sich noch aus der ungleichförmigen Drehung. Aus diesem Grunde ist eine französische Konstruktion, die auf dem gleichen Grundprinzip beruht, aber später als die von Bucherer auftauchte¹⁾, der Burlatmotor, gescheitert.

Hat man Kurbel und Zylinder exzentrisch gelagert und treibt nun die Maschine mit Dampf oder durch Gasexplosionen an, so wird zwar die Kurbel herumdrehend, bei den Zylindern dagegen macht sich im Gegensatz zum Gnome-Motor kein Drehmoment bemerkbar; denn die Resultierende der am Zylinder angreifenden Kräfte geht durch die Mitte des Lagers des Zylinderkranzes.

Die theoretischen Verhältnisse nach Fig. 1 sind gestört, der kleine Kreis rollt nicht, sondern gleitet auf dem großen, die Kurbel *b* tritt aus der Zylinderachse *DE* heraus, und es treten gewaltige Pressungen auf, die sich zum größten Teile entgegenwirken, so daß nur ein kleiner Teil dazu benutzt wird, die Zylinder in eine entsprechende Bewegung zu setzen.

Bucherer hat diesen Übelstand in einfacher Weise überwunden. Er hat die beiden Kreise der Figur verkörpert durch zwei Zahnräder, das kleine mit Außen-, das große mit Innenverzahnung (D. R. P. 194 107). Durch ihren Eingriff sind Kurbel und Zylinder gezwungen, sich dauernd entsprechend einander zu bewegen. Das Zahngetriebe überträgt die Beschleunigungskräfte.

Es bleiben nur noch die Beschleunigungskräfte an den Zylinderwänden zu übertragen, die dazu dienen, das Kolbenaggregat der Bewegung der Zylinder anzupassen. Diese aber sind gering, denn

1. ist der Ungleichförmigkeitsgrad der Maschine infolge der großen Schwungmasse, welche die Zylinder darstellen, sehr klein;

2. ist das polare Trägheitsmoment eines Kolbenaggregates ebenfalls nicht groß;

3. greifen die Drücke an den langen Hebelarmen *l* an und wirken auf beide Kolben in gleichem Drehsinne.

Schädlich ist es, daß die Zündfolge und damit das Drehmoment ungleichmäßig sind. Es lassen sich, nicht wie bei den anderen Motoren, beliebig viele Kolben an eine Kurbel hängen. Gehen wir zu Fig. 1 zurück, so sehen wir, daß zu

¹⁾ Siehe der »Motorwagen« 1908, Neuere Flugzeug-Motoren Dr. Huth u. Valentin.

jedem Punkt auf dem Umfange des kleinen Kreises nur je ein einziger Durchmesser des großen Kreises gehört. Will man die Zylinder nicht in der Richtung der Achse hintereinanderstellen, so lassen sich nur zwei Zylinder an eine Kurbel kuppeln. Versetzt man das zweite Zylinderpaar um 90° gegen das erste, so bilden die Kurbeln einen Winkel von 180° . Man erhält die Anordnung, wenn man in Fig. 5 Stellung *a* und *c* übereinanderlegt.

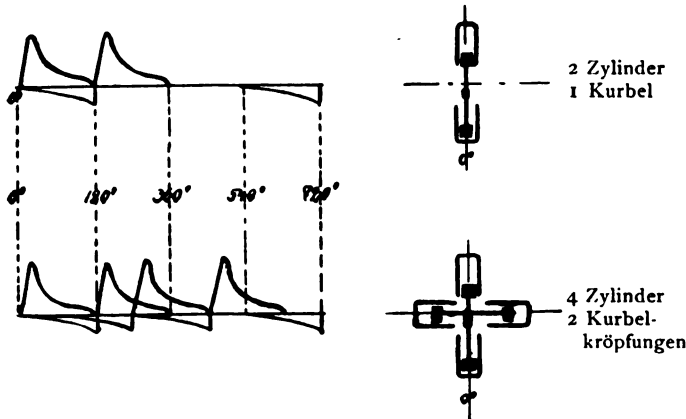


Fig. 5. Zündfolge beim Bucherer-Motor.

Die Zündfolge für Viertakt ergibt sich aus den Konstruktionseigenheiten nach dem Schema der Fig. 10. Beim Zweizylindermotor folgen beide Zündungen während einer Umdrehung aufeinander. Während der nächsten Umdrehung wird keine Arbeit geleistet. Auch beim Vierzylindermotor weist das Drehmoment noch negative Werte auf, da ja die Zeiten der beiden Zylinderpaare nicht um 180° , sondern nur um 90° versetzt sind.

Würde man den Bucherer-Motor im Zweitakt betreiben, so wären diese Ungleichmäßigkeiten beseitigt.

Das Schwanken des Drehmomentes ruft stark wechselnde Pressungen in dem Zahngetriebe hervor, die Drücke zwischen Kolben und Zylinder, die es zur Folge haben kann, kommen praktisch, wie bereits erwähnt, nicht in Betracht. Gefahr droht nur von den Zentrifugalkräften *P* (Fig. 4).

Nach Angabe des Erfinders haben sich bisher nicht die geringsten Abnutzungen bemerkbar gemacht und auch der geringe Ölverbrauch läßt darauf schließen, daß in den ausgeführten Motoren keine nennenswerten Drücke an der Gleitfläche auftreten.

Wenn keine Kräfte zwischen Kolben und Zylinder wirken, wo bleibt dann das Drehmoment, das nach dem Satze von Aktio und Reaktio dem von der Kurbel weitergegebenen entgegengesetzt gerichtet sein muß, das bei einem festen Motor durch die Zylinder und das Gehäuse beim Gnome-Motor durch die Kurbel auf das Chassis übertragen wird?

Es ist vorhanden. Die Lagerungen von Kurbelwelle und Zylinderkranz sind ja exzentrisch. In ihnen entstehen naturgemäß Reaktionskräfte. Im Totpunkt fallen diese in die Verbindungslinie. In dieser Stellung ist auch das Drehmoment gleich Null. Mit der Drehung der Zylinder drehen auch die Kräfte und in der 90° -Stellung (Kurbel 180°) wirken sie an dem größten Hebelarm.

Die Scheibe, welche die beiden Lager exzentrisch aufnimmt, hat beim Bucherer-Motor das Reaktionsdrehmoment auf den Rumpf des Flugzeuges zu übertragen.

Als freie Massenkräfte treten beim Bucherer-Motor nur die Zentrifugalkräfte (Fig. 4 *P*) auf, die sich schon vorher unangenehm bemerkbar machten, jedoch auch nur bei der einkurbeligen Maschine. Dort müssen sie durch Gegengewichte ausgeglichen werden. Bei der Vierzylindermaschine, die ja zwei um 180° versetzte Kurbeln hat, treten nur noch freie Momente auf. Diese sind klein infolge des geringen Abstandes der beiden Ebenen und können leicht ausgeglichen werden. Erschütterungsfreier Gang zeichnet daher den Bucherer-Motor in gleicher Weise wie den Gnome-Motor aus.

Gemäß diesen theoretischen Betrachtungen scheint man berechtigt, einiges vom Bucherer-Motor zu erwarten. Be-

sonders scheint die eigenartige Anordnung eine lange Lebensdauer zu verbürgen, da sich keine wesentlichen Teile stark abnutzen, und infolge des Wegfalls der Kolbenreibung ist auch ein guter Wirkungsgrad zu erwarten. Letzterer ergibt sich auch deshalb, weil konstruktiv keine Schwierigkeit vorliegt, es vielmehr im System liegt, den Hub sehr groß gegenüber dem Zylinderdurchmesser zu machen, und so ein idealer Verbrennungsraum entsteht. Der Erfinder hofft, aus diesem Grunde auch Rapidin und andere Schweröle mit gutem Erfolg verwenden zu können.

(Fortsetzung folgt.)

Praktische Flugzeug-Navigation.

Von H. Boykow, k. u. k. Freg.-Ltn. a. D. (Schluß von Teil I.)

Ein Kompaß kann nie zu genau sein und muß um so genauer sein, je rascher das Fahrzeug fährt, denn jeder Kursfehler multipliziert sich vermöge der großen Geschwindigkeit zu beträchtlichen Seitenabweichungen, außerdem ist es ein Grundprinzip jedweder Navigation. »Was man genau haben kann, nehme man möglichst genau, die unvermeidlichen Fehler sind ohnehin groß genug.« Absolut erforderlich ist eine genaue Kenntnis der Deviation des Kompasses, wenn man schon von einer Kompensation absehen will. Der Kompaß ist, wie allgemein bekannt, nebst der sog. Mißweisung, welche den Winkel zwischen dem magnetischen und dem geographischen Meridian darstellt und für die Dauer der Fahrt einer Karte oder Tabelle entnommen werden kann, da sie für praktische Zwecke für konstant gilt, auch noch der Einwirkung örtlicher Einflüsse, der sog. Deviation unterworfen. Ein näheres Eingehen auf die Deviationstheorie würde hier zu weit führen; es sei nur gesagt, daß für Flugzeuge wohl lediglich die semi-

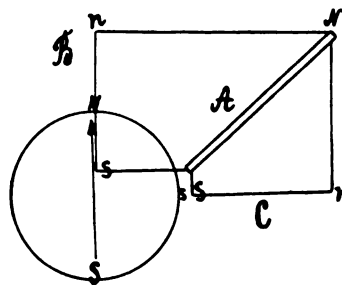


Fig. 7.

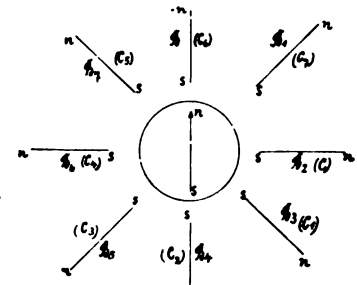


Fig. 8.

zirkuläre Deviation, d. i. die durch Stahlmassen hervorgerufene, in Betracht kommt. Dieser Teil der Deviation ist der verhältnismäßig einfachste, aber auch leicht Störungen unterworfen und muß daher ständig überwacht werden.

Wie bekannt, hat der Stahl die magnetische Eigenschaft (Koerzitivkraft), unter der Einwirkung des Erdmagnetismus, wenn er ihm genügend lange in derselben Lage ausgesetzt ist, selbst zu einem permanenten Magneten zu werden. Jedes aus Stahlmassen zusammengesetzte System wird also nach längerer Ruhezeit eine magnetische Achse entwickeln, wie solche in Fig. 7 bei *A* dargestellt ist. Zur Bestimmung dieser Achse bzw. der Kompensation, der durch sie hervorgerufenen Deviation, denke man sich sie in eine Längsschiffskomponente *B* und eine Querschiffskomponente *C* zerlegt.

Die Ermittlung der Deviation geschieht nun folgendermaßen. Das Flugzeug wird mit seiner Längsachse nach ma-

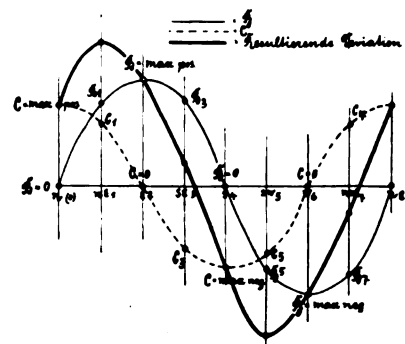


Fig. 9.

gnetisch Nord gerichtet. Wie aus Fig. 8 ersichtlich ist, wirkt in dieser Lage die Komponente B lediglich verstärkend auf die Richtkraft der Rose, ruft aber keine Deviation hervor, ebenso im Kurse Süd, nur daß hier die Richtkraft geschwächt wird — während die Komponente C in dieser Lage ihre maximale Deviation hervorruft; sie sind in ihrer Größe also vom sinus bzw. cosinus des Kurses abhängig. Der Betrag, um den die Rose in dieser Lage vom Nullpunkt abweicht, ist die Deviationsäußerung der Komponente C , je nach ihrer Richtung positiv oder negativ. In der Fig. 9, wo die beiden Deviationskurven von B und C samt ihrer Resultierenden gezeichnet sind, ist ein positives B und C angenommen. Im Kurse Ost und West wird B seine maximale Größe erreichen.

Man wird also zur Bestimmung der Gesamtdeviationen das Flugzeug mit einer Peilvorrichtung in den Kardinalrichtungen orientieren und die Deviationen ablesen. Sodann schreitet man zur Kompensation, wobei jede einzelne Komponente für sich kompensiert wird, und zwar folgendermaßen: für die Komponente der Deviation B orientiert man das Flugzeug im Kurse Ost oder West, wo B seinen größten Wert erreicht und C gleich Null wird. Nun schiebt man in den in Fig. 5 ersichtlichen Träger P_1 , der längsschiff gerichtet ist, ein schwaches Magnetstäbchen entgegengesetzt der Komponente B ein und verschiebt die Hülse auf dem Träger O_1 so lange, bis die Deviation im Kurse Ost oder West verschwunden ist. In derselben Weise verfährt man mit der Hülse P_2 im

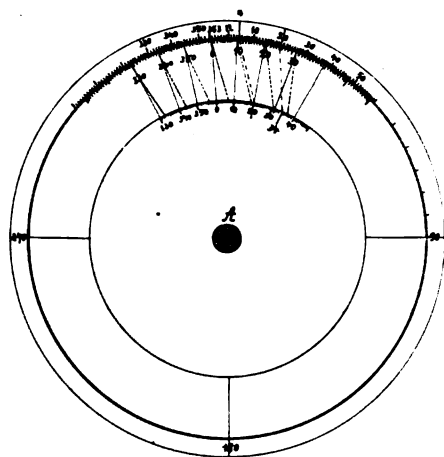


Fig. 10. Dromoskop.

größere Deviationen zeigen, so rühren diese dann von komplizierteren magnetischen Einflüssen her, oder der Aufstellungs-ort des Kompasses ist nicht symmetrisch.

Zur Umwandlung der rechtweisenden Kurse in Kompaßkurse und umgekehrt bedient man sich am besten eines Dromoskops, wie es in Fig. 10 erläutert ist. Dasselbe besteht aus einer Kartonscheibe, auf welcher sich eine Gradeinteilung befindet. In diese Gradeinteilung paßt eine zweite runde Kartonscheibe, die durch ein Schraubchen auf der ersten drehbar ist. Diese zweite Scheibe besitzt am Rande ebenfalls eine Gradeinteilung und auf einem konzentrischen Kreise eine zweite Gradeinteilung, wobei die Zehner der beiden Kreise durch schwarze Linien verbunden sind. Die in der Fig. 10 ersichtlichen gestrichelten Linien sind die für die betreffenden Kurse eingetragenen Deviationen. Will man nun einen wahren in einen dazugehörigen Kompaßkurs verwandeln, so dreht man die zweite Scheibe um den Betrag der Mißweisung nach rechts oder links, je nach dem Vorzeichen — sucht nun auf der Gradeinteilung der ersten Scheibe den gewünschten wahren Kurs und geht längs der gestrichelten Linien auf der zweiten Scheibe nach der inneren Gradteilung und liest den dazugehörigen Kompaßkurs. Beispiel: Der wahre Kurs 20 ist in den dazugehörigen Kompaßkurs zu verwandeln. Die Mißweisung beträgt -7° . Der Nullpunkt der Scheibe steht also auf 353. Nun geht man vom Punkt 20 parallel zur nächsten gestrichelten Linie herunter und findet Kompaßkurs 34. Der Kompaßkurs 20 ergibt bei seiner Umwandlung in den wahren Kurs bei gleicher Mißweisung 4. Die Deviation beträgt im ersten Falle $= 7^\circ$, im zweiten Falle $= 9^\circ$.

Der Kompaß von Daloz: Fig. 11 und 12. Daloz hat einen Kompaß für Flugzeuge konstruiert und Näheres über ihn in der »Revue Aérienne« mitgeteilt. Er verdient insofern Beachtung, als er gewissermaßen ein Universalinstrument bildet. Er geht dabei von demselben Prinzip aus, wie es in Fig. 3 erläutert wurde. Zu diesem Behufe verwendet er ein Kompaßgehäuse, dessen Boden durch eine Glaslinse ersetzt wurde. Statt der Rose verwendet er eine einfache Magnetnadel, auf welcher sich einstellbar eine durchsichtige Scheibe befindet, die am Rande eine Gradeinteilung trägt und mit mehreren parallelen Linien versehen ist. Das Prinzip ist nun folgendes: Der Flugzeugführer sucht sich vor der Abfahrt den Kompaßkurs nach seinem Ziel, stellt nun mittels des Druckknopfes A auf der Gradeinteilung der durchsichtigen Scheibe diesen Kurs ein und verbindet die Scheibe wieder fest mit der Nadel. Nun braucht er beim Fahren nur darauf zu achten, daß sich das

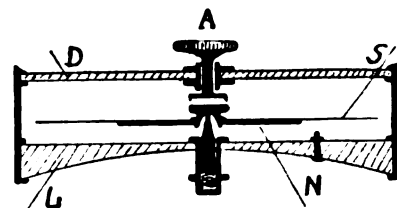


Fig. 11.



Fig. 12. Daloz-Kompaß.

Terrain längs der parallelen Linien der durchsichtigen Scheibe verschiebt, was er leicht kontrollieren kann, da der ganze Kompaß ja durchsichtig ist. Eine solche Fahrt in wechselnden Winden ist schematisch in Fig. 13 dargestellt. Das Flugzeug soll von A nach B fahren. In dieser Richtung sind auch in der vorher beschriebenen Weise die parallelen Linien eingestellt worden. In Stadium I hat der Wind Richtung und Geschwindigkeit von d ; v stellt Größe und Richtung der motorischen Leistung des Flugzeuges dar. Der wahre Weg in Richtung und Geschwindigkeit ist w , die Resultierende aus beiden Größen. Im Stadium II herrscht Windstille, folglich $v = w$. Das Stadium III zeigt, wie nun das Flugzeug gesteuert werden muß, wenn ein Wind von der anderen Seite aufspringt. Auch zur direkten Messung von w kann dieser Kompaß benutzt werden mit Hilfe der beiden Linien a und b auf der durchsichtigen Scheibe. Diese beiden Linien haben einen solchen Abstand voneinander, daß derselbe in 100 m Höhe ein Terrainsmaß von 100 m bedeutet. Es genügt also festzustellen, in welcher Zeit ein

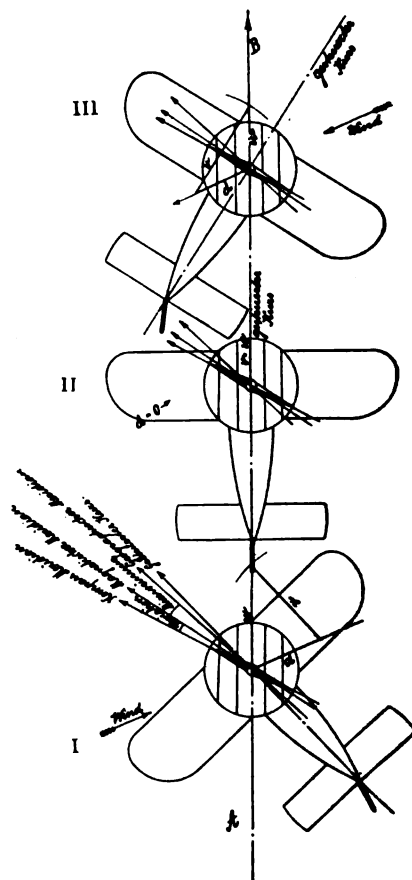


Fig. 13.

Es genügt also festzustellen, in welcher Zeit ein

A detailed diagram of a vernier caliper. The main body consists of a fixed jaw (labeled D) and a sliding jaw (labeled A). The fixed jaw has a scale (labeled B) with markings from 0 to 15. The sliding jaw has a scale (labeled C) with markings from 0 to 15. The scales are graduated in millimeters. The sliding jaw is shown at a position where the zero mark of its scale is aligned with the 10 mm mark of the fixed jaw's scale. The vernier scale on the sliding jaw is also shown, with markings from 0 to 15. The label 'G. DALOZ' is visible on the fixed jaw.

Digitized by Google

Douai ernannt und hat alle im betreffenden Bezirk gelegenen Flugfelder unter sich. Ein weiteres Militärflugfeld wird in St. Médard bei Bordeaux errichtet, wo sich bereits ein Militär-lager befindet.

Auch in Pau ist die Anlage einer militärischen Fliegerschule beschlossen. Der Gemeinderat von Pau stellte dem französischen Kriegsministerium hierfür ein 118 ha großes Grundstück zur Verfügung.

Den Offizierspiloten sind neuerdings Aufstiegprämien bewilligt, sie erhalten für Flüge von $\frac{1}{2}$ bis 2 Stunden 5 Frs., für Flüge von 2 bis 6 Stunden 15 Frs., für Flüge von mehr als 6 Stunden 25 Frs., während Unteroffiziere und Mannschaften die Hälfte dieser Sätze erhalten.

Österreich.

Die Bildung eines österreichischen freiwilligen Fliegerkorps nach dem Muster des freiwilligen Motorfahrerkorps soll unmittelbar bevorstehen.

Italien.

Der Kriegsminister hat für die Militäraviationsschule in Centocelle den Bau zweier Flugzeuge eines ganz neuen Systems angeordnet. Die Erfinder dieses Systems sind die Gebrüder Antonio in Pisa, ihre bisherigen Vorführungen des nicht umstürzbaren und unbedingt stabilen Flugzeuges vor dem Kriegs- und Marineminister haben durchweg gute Resultate ergeben.

Rußland.

Die Regierung hat in England acht der unter dem Namen »Bristol« bekannten Flugzeuge im Gesamtwerte von 160 000 M. angekauft und größere Aufträge in feste Aussicht gestellt. Bei Blériot wurden seitens des Kriegsministeriums drei Eindecker, Typ »Militair«, bestellt.

Gegenwärtig weilt Kapitän Alexandroff in Douai, um die für die russische Luftflotte bestimmten Bréguet-Zweidecker abzunehmen. Alexandroff hat inzwischen die Pilotenprüfung abgelegt.

Mehrere Unteroffiziere treffen demnächst aus Rußland ein, um sich mit der Montage und Behandlung der Bréguet-Apparate vertraut zu machen.

England.

Mortimer Singer stellte dem Kgl. englischen Aero-Klub 20 000 M. zu einem Flugpreise für Offiziere der Armee und Marine zur Verfügung.

In der Militärwerkstätte ist ein von dem Luftschiffer-offizier de Havilland entworfenes Flugzeug fertiggestellt und hat seine Probezüge gut bestanden.

Gelegentlich der Manöver des englischen Besatzungskorps in Englisch-Indien wirkte der französische Flugzeugführer Gullerot bei der Ostarmee mit, um die feindlichen Stellungen zu erkunden. Er erledigte seine Aufgabe zur vollen Zufriedenheit.

Japan.

Die Regierung hat durch ihre Gesandtschaft fünf Zweidecker, System Curtiß, in Amerika bestellen lassen.

Die Regierung hat 10 000 M. für ein von einem Japaner gebautes und gelenktes Flugzeug ausgesetzt.

Spanien.

Zu dem demnächst in Malaga stattfindenden Flugwettbewerb wird eine Militärkommission entsandt werden, da die Regierung nach Beendigung der Flugwoche mehrere Flugzeuge anzukaufen beabsichtigt.

Schweiz.

In Dübendorf wird eine Fliegerschule eröffnet. Flugleiter ist Hauptmann Jucker, für Offiziere finden besondere Kurse statt.

Belgien.

Zwei belgische Offiziere werden in der Aviatikschule in Habsheim bei Mülhausen i. E. ausgebildet. Der erste belgische Offizier, der das Flugzeugführerpatent erwarb, war Leutnant Nelis.

Eine Reihe weiterer Offiziere wird auf dem Flugplatz in St. Job bei Antwerpen ausgebildet. In der Nähe von Antwerpen hat das Kriegsministerium ein Terrain zur Anlage eines Militärflugfeldes erworben, das im April eröffnet werden soll.

Der König der Belgier erwarb auf der Brüsseler Ausstellung einen Aviatik-Militär-Zweidecker, den er der Armee zur Verfügung gestellt hat.

Schweden.

Die Heeresverwaltung wird einen Zweidecker anschaffen und seine Gebrauchsfähigkeit im Aufklärungsdienst bei den diesjährigen Herbstmanövern erproben.

Norwegen.

Die Heeresverwaltung hat beschlossen, 33 750 M. zur Anschaffung eines Flugzeugs in den diesjährigen Haushaltsplan einzustellen. Es soll ein Blériot-Eindecker angekauft werden.

Vereinigte Staaten.

Gelegentlich der Wirren in Mexiko hatten sich mehrere Flugzeugführer der Regierung der Vereinigten Staaten angeboten, um die Verwendbarkeit der Flugzeuge im Kriege zu beweisen.

Am 7. Februar 1911 überbrachte Harry Harkess auf Antoinette eine Depesche von San Diego in Kalifornien nach Guano, wo sich eine amerikanische Kavalleriepatrouille aufhielt.

Die Regierung hat beschlossen, die Versuche fortzusetzen, und hierfür 25 000 Dollars ausgesetzt. Mit den weiteren Versuchen ist Leutnant Foulouir beauftragt, der sich in Begleitung des Fliegers Parmalu nach Laredo begeben soll, um die mexikanischen Aufständischen zu beobachten. Für diesen Zweck wird die Armee ein Curtiß- und ein Wright-Flugzeug ankaufen.

Peru.

Bielovucik, ein Peruaner, ist von der peruanischen Regierung heimberufen worden, um in seinem Heimatlande eine militärische Fliegerschule zu begründen.

Brasilien.

Nach dem Staatshaushaltsgesetz für 1911 ist der Bau eines Militärflugfeldes für die brasilianische Heeresverwaltung in Aussicht genommen.

Chile.

Auf Veranlassung mehrerer höherer Offiziere wird die chilenische Regierung demnächst eine Militärkommission nach Europa schicken, die sich hier über die Entwicklung der Flugtechnik unterrichten und Maschinen brauchbarer Systeme ankaufen soll.

Die Errichtung einer chilenischen Fliegerschule ist beschlossen.

Pl.

Sportliche Nachrichten.

Neue Flugrekorde. Nieuport flog mit zwei Passagieren in Mourmelon mit seinem Eindecker mit 50 PS-Gnome-Motor (nicht 150 PS, wie es in Nr. 5, S. 68, irrtümlich steht) am 9. März in einer Stunde 101,46 km; 110 km legte Nieuport in 1 Std. 4 Min. 58 Sek. zurück. Bemerkenswert ist noch ein Flug von Nieuport mit einem anderen Eindecker seines Systems, der mit einem 30 PS-Motor mit zwei horizontalen Zylindern ausgerüstet ist. Nieuport erreichte 80 km in 44 Min. 52 Sek.

Bousson flog auf dem Flugplatz von Reims am 10. März auf einem Duperdussin-Eindecker mit 100 PS-Gnome-Motor mit drei Passagieren (Gesamtgewicht der vier Personen 334 kg) 50 km in 31 Min. 23 Sek. Mit vier Passagieren flog Bousson 24 km in 17 Min. 28 Sek.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46 c B. 58 439. Vorrichtung zur Regelung der Zündung entsprechend der Umdrehungsgeschwindigkeit von Verbrennungskraftmaschinen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. A. 26. 4. 10. E. 27. 4. 11.

46 d. R. 28 840. Regelungsvorrichtung an Gasturbinen mit mehreren Verbrennungskammern für periodische Verbrennung. Hans Holzwarth, Mannheim. B. 7. 18. und Erhard Junghans, Schramberg, Württbg. A. 9. 7. 09. E. 13. 4. 11.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	DR. S. FINSTERWALDER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small>	DR. N. JOUKOWSKY <small>PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU</small>	DR.-ING. H. REISSNER <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN</small>
DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER <small>PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN</small>	DR. C. RUNGE <small>PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small>
DR. R. EMDEN <small>PROFESSOR AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small>	E. JOSSE <small>PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER <small>PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG</small>

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

13. April 1911.

Heft 7.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI. 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge. Von A. Wagener in Danzig. (Fortsetzung aus Heft 4.) S. 81.
Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. S. 83.
Umlauf-Motoren. Von G. Schendel. (Schluß.) Mit Tafel III. S. 86.

Der neue Blériot-Viersitzer. Von Ob.-Ing. Mich. Gabriel, Berlin-Johannisthal. S. 88.
Flugschau. S. 92.
Patentschau. S. 92.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge.

Von **A. Wagener** in Danzig.
(Fortsetzung aus Heft 4.)

III. Bemessung der Ausflußquerschnitte für Rückstände und Luft.

Angenommen, es sei eine Anordnung vorhanden, wie sie in Fig. 9 angedeutet ist, und es solle der in Fig. 4 gekennzeichnete Arbeitsvorgang verwirklicht werden. Dann drängt sich die Frage auf, wie man die Auslaßöffnungen für die Rückstände und das Einlaßventil *E* zu bemessen und zu steuern habe, um zu erreichen, daß der Gesamtvorgang des Ausspülens und Ladens in betriebstechnisch und wirtschaftlich annehmbarer Form zustande kommt. Sowohl das Entweichen der Rückstände, das während ihrer Entspannung stattfindet, wie auch die Bewegung der durch das Einlaßventil in den Kraftzylinder strömenden Luft stellt sich als ein Ausfließen dar, bei dem der Druckunterschied, der Ausflußquerschnitt und die Geschwindigkeit veränderlich sind; ein strenges Verfahren analytischer Behandlung dieses höchst verwickelten Vorganges ist meines Wissens bis jetzt nicht bekannt und wird auch vermutlich — ganz abgesehen von dem Umstand, daß die Voraussetzung einer umkehrbaren Zustandsänderung wohl auf jeden Fall in den Kauf zu nehmen ist — so bald nicht gefunden werden. Daher bleibt nur übrig, daß man sich zuerst mit rohen Annäherungen behilft, darauf die ausgeführte Maschine gründlich untersucht, die so gewonnenen

Ergebnisse für die folgende Ausführung verwertet usw., um schrittweise immer bessere Erfahrungswerte zu sammeln und mit deren Hilfe die Annäherung in der Vorausbestimmung der zu wählenden Abmessungen immer mehr zu verfeinern.

In Fig. 12, wo Kolben- und Ventilwege als Funktion der Zeit dargestellt sind, ist *K* der hier zu betrachtende Teil der Kolbenweglinie und *Q* *Q* eine zur *X*-Achse parallele Gerade, deren Abstand *l*₀ in bestimmtem Maßstabe die Längsseite *l* der rechteckigen Auslaßöffnungen angibt; in demselben Maßstabe ist *h*₀ der Kolbenhub und *h*_{nc} der nutzbare Kolbenweg. Danach werden die Auslaßöffnungen vom Kolben in den Zeitpunkten *A*₀ und *A*₁ geöffnet und geschlossen, und im Zeitpunkte *O*_a erreicht der Kolben die äußere Totpunktlage. Die Entspannung der Rückstände beginnt nach Ablauf einer Zeit *z*₀, und es werde vorausgesetzt, daß die Zeit *z*, erforderlich und hinreichend sei, um den Druck der Rückstände bis auf *p*₁ abnehmen zu lassen. Die von der Geraden *Q* *Q* und der Kolbenweglinie *K* begrenzten Strecken parallel zur *Y*-Achse, z. B. *M* *N* für den Zeitpunkt *B*, stellen den veränderlichen Ausflußquerschnitt *f*_a [m²] für die Rückstände dar, und deren Maßstab ist folgendermaßen zu bestimmen. Es sei *f*_a' der Höchstwert von *f*_a und *a* die Anzahl der vorhandenen Auslaßöffnungen, deren jede die als Bogen am Umfang des inneren Zylinderquerschnittes gemessene Breite *b* [m] habe, dann ergibt sich *f*_a' = *a* *l* *b*, worin *a* *b* = *χ* *π* *D* gesetzt werden kann; *D* [m] bedeute, wie vorher, den Durchmesser der Zylinderbohrung. Es folgt also

$$f_a' = \chi l \pi D \quad \dots \quad (31).$$

Wie die Breite b zu bemessen ist, ergibt sich aus allgemeinen konstruktiven Erwägungen; man wird es z. B. vermeiden müssen, b so groß zu nehmen, daß sich die gespannten Liderungsringe in den Auslaßöffnungen, wenn auch nur um ganz geringe Beträge, nach außen biegen können. Für χ kann man unbedenklich etwa 0,6 und vielleicht gar einen noch etwas höheren Wert setzen. Das geht in Anbetracht der auf die Festigkeit des Zylinders und die Zweckmäßigkeit der Herstellung zu nehmenden Rücksichten um

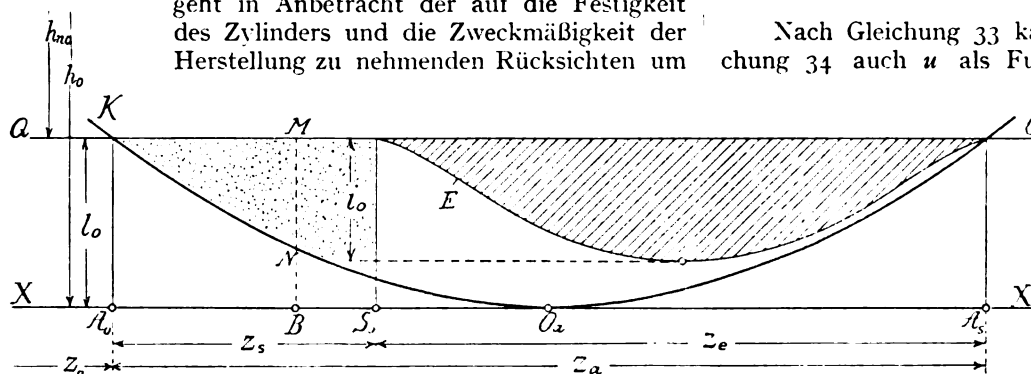


Fig. 12.

so eher an, je kleiner a gewählt wird, und es ist auch zu beachten, daß der Strömungswiderstand in den Auslaßöffnungen unter sonst gleichen Umständen mit der Verminderung von a abnimmt. Da nun f_a' in Fig. 12 durch eine Länge l_0 [mm] dargestellt wird, so ist der Ordinatenmaßstab für f_a gegeben, nämlich

$$1 \text{ [mm]} = \frac{\chi l \pi D}{l_0} \text{ [m}^2\text{]}.$$

Bedeutet ferner D_v [m] den inneren Ventildurchmesser und i [m] den Ventilhub, d. i. die größte Breite des Ventilspaltes, eine durch die Länge i_0 [mm] dargestellte Größe, so hat man für den Höchstwert f_e' des veränderlichen Spaltquerschnittes f_e [m²] die Beziehung $f_e' = \pi D_v i$; für i besteht bekanntlich eine obere Grenze $i_{\max} = 0,25 D_v$, und bei raschlaufenden Maschinen wird man vielfach aus Gründen, die mit der Dynamik des Steuerungstriebes zusammenhängen, $i < i_{\max}$ setzen. Der Ordinatenmaßstab für f_e ist zweckmäßig gleich dem für f_a zu nehmen, und man erhält

$$\frac{i_0}{l_0} = \frac{i D_v}{\chi l D} \quad (32).$$

Darnach denke man sich die Ventilheberlinie E eingezeichnet, so daß irgendwelche der schraffierten Fläche zugehörige Ordinaten ebenso viele Werte von f_e in dem angegebenen Maßstabe darstellen.

Es werde nun in roher Annäherung das Vorhandensein eines konstanten Druckunterschiedes $p_i = p_m - p_A$ vorausgesetzt, worin $p_m = \text{konst}$ den Druck vor dem Ventil und $p_A = \text{konst}$ den Gegendruck im Zylinder bedeute. Man kann sich vorstellen, p_m und die entsprechende Temperatur T_m seien durch eine mit p_0 und T_0 beginnende adiabatische Verdichtung erreicht worden, wonach

$$T_m = T_0 \left(\frac{p_m}{p_0} \right)^{0,29} \quad (33).$$

Für jedes Element dz der Einstromszeit z_e sei ein Ausfließen der Art vorausgesetzt, wie man es meist in bezug auf endliche von Null verschiedene Zeitwerte als beständig (stationär) bezeichnet. Hierfür bedeute, wie üblich, α die Kontraktionsvorzahl, q die Geschwindigkeitsvorzahl, $\mu = \alpha q$ die Ausflußvorzahl und u [m sek⁻¹] die theoretische Ausflußgeschwindigkeit. Zur Berechnung von u kann man unter Voraussetzung adiabatischer Änderung von der bekannten Gleichung für die »Erzeugungs-

wärme« ausgehen, die der Luft während des Ausfließens entzogen und in Bewegungsarbeit umgeformt wird. Man erhält dann, wenn man für das Arbeitsäquivalent der Wärme $\frac{1}{A} = 427$ einführt,

$$u = 44,7 \sqrt{T_m \left[1 - \left(\frac{p_A}{p_m} \right)^{0,29} \right]} \quad (34).$$

Nach Gleichung 33 kann T_m und darauf nach Gleichung 34 auch u als Funktion von p_m berechnet und graphisch dargestellt werden; Fig. 13 z. B. zeigt die Änderung von u für einen durch $p_m = 1,25$ und $p_m = 1,4$ begrenzten Bereich. Setzt man in bezug auf den Ort der stärksten Einschnürung als Druck p_A und als Temperatur T_e , so ergibt sich daraus das spezifische Gewicht γ_e bzw. das spezifische Volumen v_e für den mit der Geschwindigkeit $q u$ durch-

flossenen Querschnitt αf_e . Nach der hinsichtlich der Zustandsänderung gemachten Voraussetzung ist aber T_e bestimmbar, nämlich

$$T_e = T_m \left(\frac{p_A}{p_m} \right)^{0,29} = T_0 \left(\frac{p_A}{p_0} \right)^{0,29} \quad (35),$$

und γ_e bzw. v_e berechnet sich aus

$$\gamma_e = \frac{1}{v_e} = \frac{10000}{R} \frac{p_A}{T_e} \quad (36).$$

Das in dz ausfließende Luftvolumen ist

$$dV = \alpha q u f_e dz = \mu u f_e dz \quad (37),$$

worin nach der Voraussetzung $u = \text{konst}$; wird angenommen, man dürfe auch α und q als unveränderlich

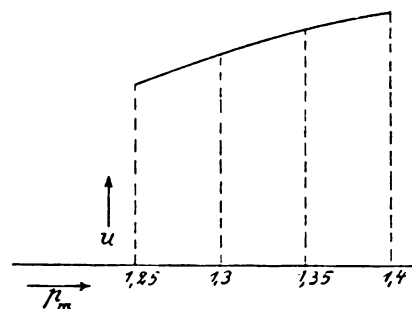


Fig. 13.

ansehen, so folgt für das in der Zeit z_e ausfließende Luftvolumen

$$V_z = \mu u \int_0^{z_e} f_e dz \quad (38).$$

Das Integral ist durch die schraffierte Fläche in Fig. 12 maßstäblich dargestellt, und man kann mit f_{em} als mittlerem Spaltquerschnitt auch schreiben

$$V_z = \mu u f_{em} z_e \quad (39).$$

Das diesem Volumen entsprechende Luftgewicht ist $\mathcal{Q}_z = V_z \gamma_e$, daher

$$\mathcal{Q}_z = \frac{1}{v_e} \mu u f_{em} z_e \quad (40),$$

wonach für u folgende weitere Beziehung besteht

$$u = \frac{v_e \mathcal{Q}_z}{\mu f_{em} z_e} \quad (41).$$

Für das Ventil wird man durch geeignete Formgebung etwa $\alpha = 0,8$ bis $0,9$ erreichen und zunächst $q = 0,9$ setzen können, so daß die in Betracht kommenden Werte von u zwischen $0,7$ und $0,8$ liegen mögen. Es läßt sich also nach Gleichung 41 für eine probeweise angenommene Ventilerhebungslinie (s. Fig. 12) der einem geforderten Q_2 entsprechende Wert von u in roher Annäherung ermitteln und darnach einer Darstellung, wie in Fig. 13 gezeigt, der zugehörige Wert von p_m entnehmen. Gesetzt z. B., es ergebe sich $p_m = 1,35$, so wäre mit $p_1 = 1,2$ darnach $p_2 = 1,5$ festgelegt, und eine Kurve nach Art der Fig. 11 würde den für $p_3 = 0,3$ erforderlichen Wert von V liefern.

Von grundsätzlich gleicher Bedeutung, wie die schraffierte Fläche für das Ausfließen von Luft, ist für das Ausfließen der Rückstände, mit dem deren Entspannung einhergeht, die punktierte Fläche in Fig. 12. Im Zeitpunkt A_0 , wo die Entspannung beginnt, ist der nutzbare Zylinderraum V_n mit Rückständen erfüllt, deren Druck und Temperatur p_e und T_e seien und deren Gewicht \mathfrak{N} gleich dem Gewicht $Q_n + Q_A$ der Ladung ist, die im Zeitpunkt A_0 des betrachteten Arbeitsspiels den gleichen Raum V_n erfüllte. Wenn nun R_1 die Gaskonstante der Ladung und R_e die der Rückstände bedeutet, so folgt

$$T_e = T_A \frac{p_e R_1}{p_A R_e} \quad (42),$$

woraus T_e bestimmbar ist, wenn man noch den Wert von p_e kennt, den man, so lange noch kein indiziertes Diagramm vorliegt, nur durch Schätzung bestimmen kann; bei großen Maschinen ergaben sich in sicherem und wirtschaftlich günstigem Betriebe fast immer ziemlich übereinstimmende Werte für p_e , etwa $2,8$ bis $3,0$, mit denen man sich vorläufig einmal auch für die hier vorzunehmende Schätzung behelfen möge. Das Gewicht \mathfrak{N}_e der während der Entspannung ausfließenden Rückstände ist $\mathfrak{N}_e = \frac{V_n}{b_e v_e}$ mit

$$\frac{1}{b_e} = 1 - \left(\frac{p_A}{p_e}\right)^{0,71} \quad \text{und} \quad v_e = 0,0001 R_e \frac{T_e}{p_e};$$

vgl. dazu die Gleichungen 23, 24 und 25.

Angenommen nun, es sei statthalt, in sinngemäß gleicher Weise, wie vorher, einen Mitteldruck $p_r = \frac{p_A + p_e}{2}$

und eine Temperatur T_r einzuführen, ferner für den Querschnitt der stärksten Einschnürung als Druck den der Außenluft p_a und als Temperatur $T_a = T_r \left(\frac{p_a}{p_r}\right)^{0,29}$

sowie darnach $\gamma_a = \frac{1}{v_a} = \frac{10000}{R} \frac{p_a}{T_a}$ zu setzen, so erhält man die mit den Gleichungen 34 und 41 der Form nach übereinstimmenden Beziehungen

$$u = 44,7 \sqrt{T_r \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_r}\right)^{0,29}\right]} \quad (43),$$

$$u = \frac{v_a \mathfrak{N}_e}{\mu f_{am} z_s} \quad (44).$$

Gegen diese zuletzt erwähnte Annahme können allerdings besondere Bedenken erhoben werden. Der Wert von p_e überwiegt allgemein den äußeren Druck so bedeutend, daß jedenfalls für einen größeren Teil der Zeit z_s , vom Punkte A_0 an gerechnet, am Ort der stärksten Einschnürung des ausfließenden Strahles nicht der Druck p_a herrschen kann, sondern sich höhere Druckwerte einstellen müssen. Darin dürfte wesentlich der Umstand begründet sein, daß man mit Hilfe der angegebenen Beziehungen die als resultierende Geschwindigkeit anzu-

sehende Größe u für die Rückstände zu groß berechnet und dann die Abmessungen der Auslaßöffnungen zu klein wählt, was hinsichtlich der Bemessung der Einlaßorgane in merklich geringerem Maße der Fall zu sein pflegt. Von diesen Bedenken kann aber für die folgende Betrachtung abgesehen werden, die einerseits nur zusammenfassen will, was allgemein beim Entwurf einer Darstellung nach Art der in Fig. 12 gezeigten zu beachten sein wird, und andererseits zur Erörterung der Frage überleitet, wie sich mit Hilfe von Erfahrungswerten die Ergebnisse der ersten Berechnungen verbessern lassen.

(Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

7) Einfluß von seitlichen Abschrägungen und Abrundungen auf die Windkräfte bei gewölbten Platten.

Für den Bau von Flugmaschinen werden öfters Tragflächen benutzt, die an ihren beiden Seiten abgeschrägt sind, so daß ihr Grundriß ungefähr die in Fig. 29 wiedergegebene Gestalt zeigt. Es wird dabei vorausgesetzt, daß sich mit seitlich zugespitzten Platten günstigere Resultate für Auftrieb und Widerstand ergeben als für die nicht abgeschrägten Platten mit rechteckigem Grundriß. Lilienthal hat als erster darauf aufmerksam gemacht, daß die seitlichen Flügelkonturen die Tragkräfte beeinflussen. In neuerer Zeit tritt namentlich Lanchester für seitliche Abschrägungen der Flügelflächen ein, während z. B. die Brüder Wright den Gedanken praktisch verwerten.

Unsere Versuche über diesen Gegenstand, die teils von Herrn P. Béjeuhr und teils vom Unterzeichneten ausgeführt sind, gehen von der rechteckigen Form 12×60 cm (Blechstärke $2,6$ mm) aus und erstrecken sich auf zwei Serien von stark gewölbten Platten — Wölbungspfeil : Sehne = $0,88 : 12 = 1 : 13,6$ — und auf eine Serie von Platten mit geringer Wölbung — Pfeil : Sehne = $0,48 : 12 = 1 : 25$. — Es ist wesentlich, daß die Versuche einer Serie an ein und derselben Platte gemacht werden, damit nicht kleine Unterschiede in der Wölbung den zu untersuchenden Einfluß der Abschrägung verwischen.

Der Auftrieb und der Widerstand der stark gewölbten Platte wurde zuerst für die volle Platte in der früher geschilderten Weise für verschiedene Neigungen gemessen. Es wurden darauf zu beiden Seiten Dreiecke von 6×12 cm Länge abgeschnitten, und die Windkräfte für die neue Form ermittelt. Die Platte wurde dabei einmal so angeblasen, daß der Wind die unversehrte Plattenkante zuerst traf und dann umgedreht, so daß also die Abschrägungen dem Wind entgegenstanden. Eine weitere Messung wurde angestellt an der nach vorn und hinten abgeschrägten Platte. (Fig. 30, Nr. IV.) Aus den Werten für den Auftrieb und den Widerstand lassen sich sofort die Koeffizienten ξ_A und ξ_W berechnen, deren Bedeutung durch die Formeln festgelegt ist:

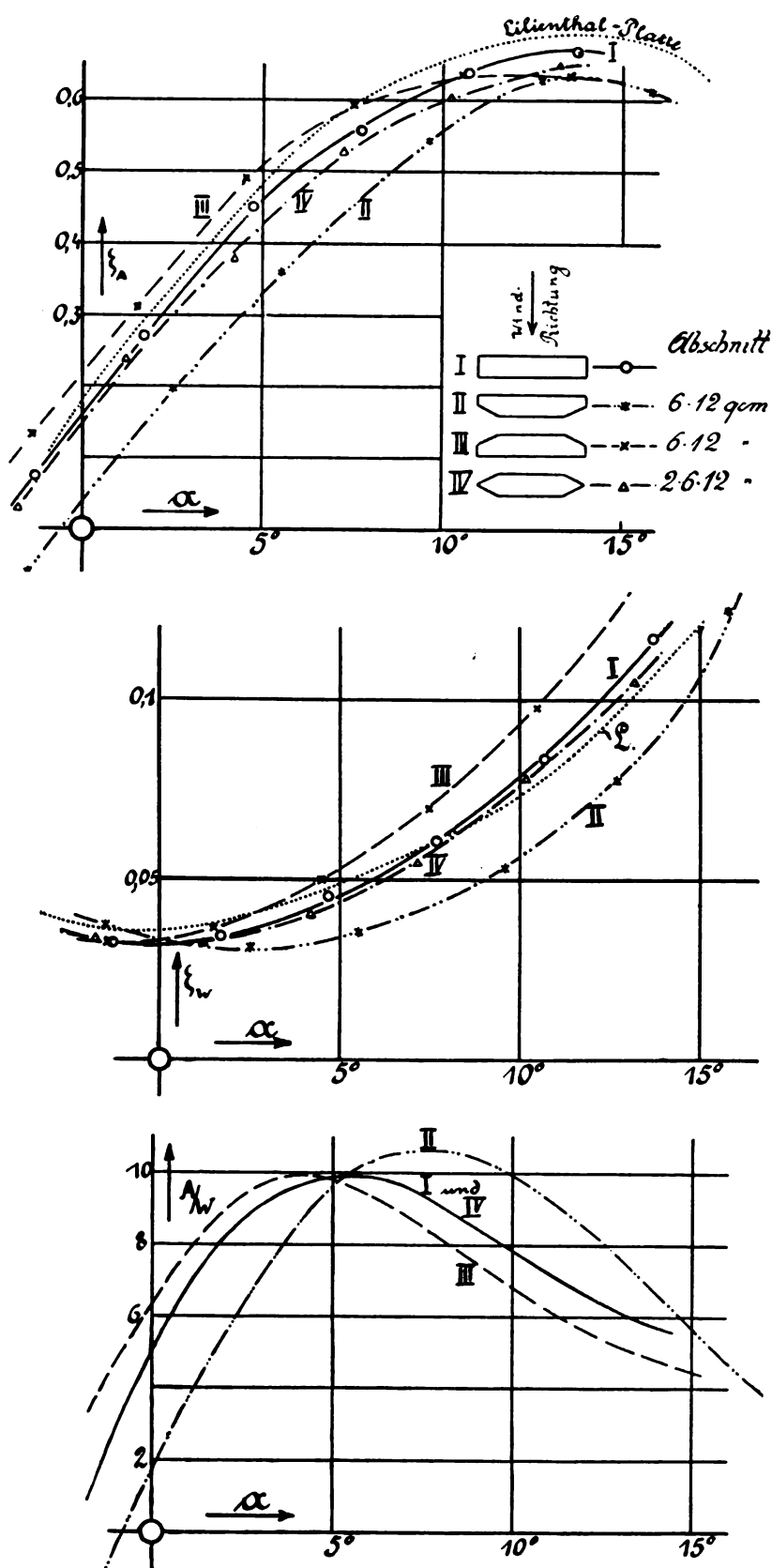
$$\text{Auftrieb} = \text{Plattenfläche} \cdot \frac{\gamma v^2}{g} \cdot \xi_A$$

$$\text{Widerstand} = \text{ » } \cdot \text{ » } \cdot \xi_W,$$

wobei γ die Dichte der Luft und v die Windgeschwindigkeit bedeutet. In Fig. 30 und 31 sind diese Koeffizienten abhängig vom Neigungswinkel α eingetragen.

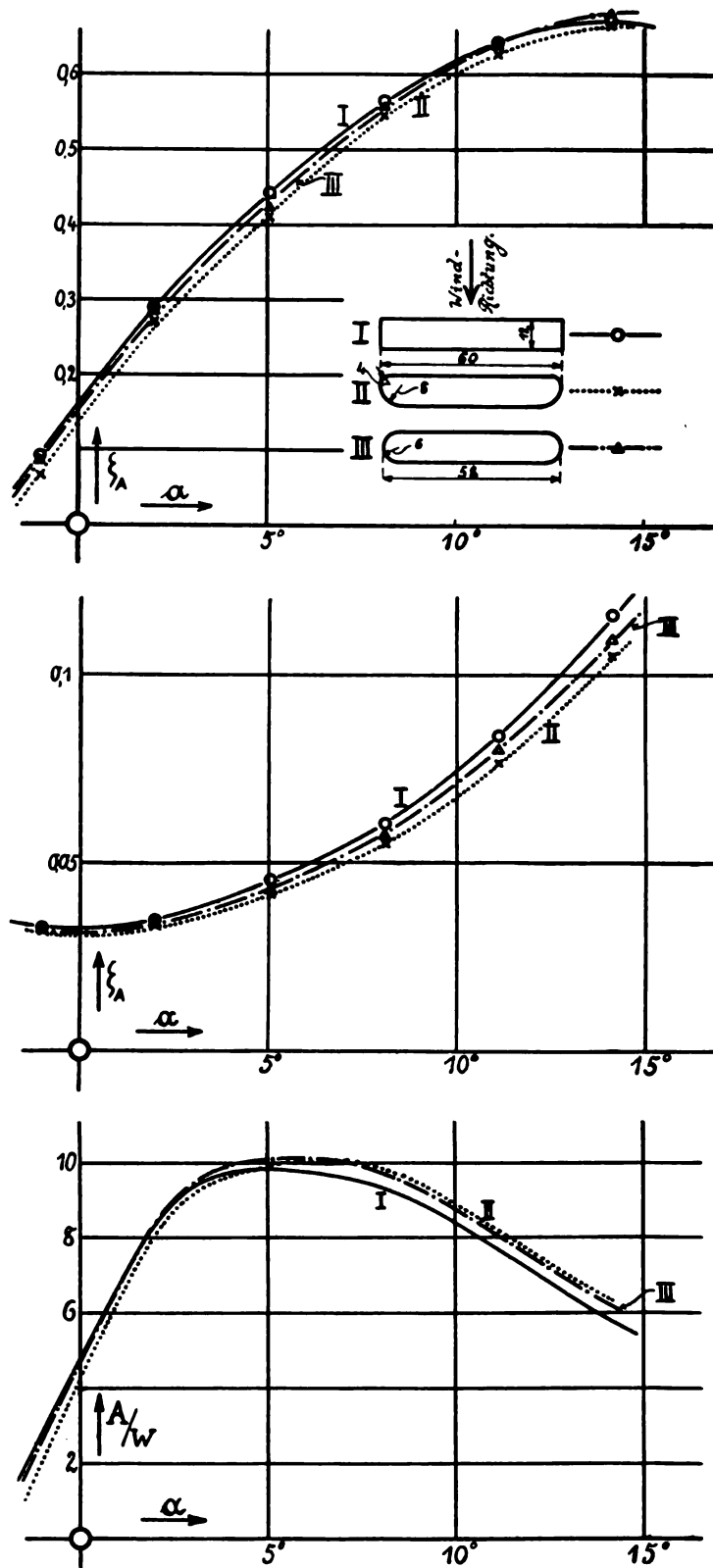
An einer zweiten Platte mit der gleichen Wölbung — $1 : 13,6$ — wurden Versuche mit abgerundeten Flügelenden angestellt. Die Platte war zunächst rechtwinklig; die Abrundung der Form II bestand aus zwei aneinanderschließenden Viertelkreisen von 4 und 8 cm Radius, die

Abrundung von III aus einem Halbkreis von 6 cm Radius. Die Resultate finden sich in Fig. 33 und 34 wieder gegeben.



Wie schon erwähnt, haben wir auch eine wenig gewölbte Platte hergestellt und verschieden lange Abschrägungen an der hinteren Kante vorgenommen. Es wurden nach-

einander die Messungen für die Formate I, II, III und IV ausgeführt. Der Wind blies dabei gegen die volle Plattenkante. Für das letzte Format mit den Abschrägungen 6×18 cm wurden die Messungen mit umgekehrter Windrichtung wiederholt. Nach den dabei gewonnenen Ergebnissen sind die Fig. 36 und 37 gezeichnet.



Um ein Urteil darüber zu gewinnen, inwieweit die seitlichen Abschrägungen einen günstigen Einfluß auf die praktische Verwendbarkeit der Tragflächen ausüben,

haben wir für die drei Plattenserien das Verhältnis $\gamma = \frac{\text{Auftrieb}}{\text{Widerstand}}$ ermittelt und in den Fig. 32, 35 und 38 abhängig

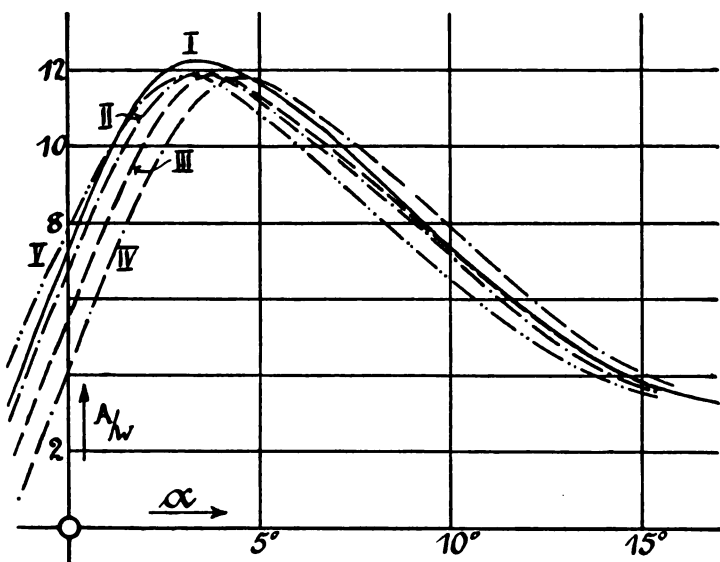
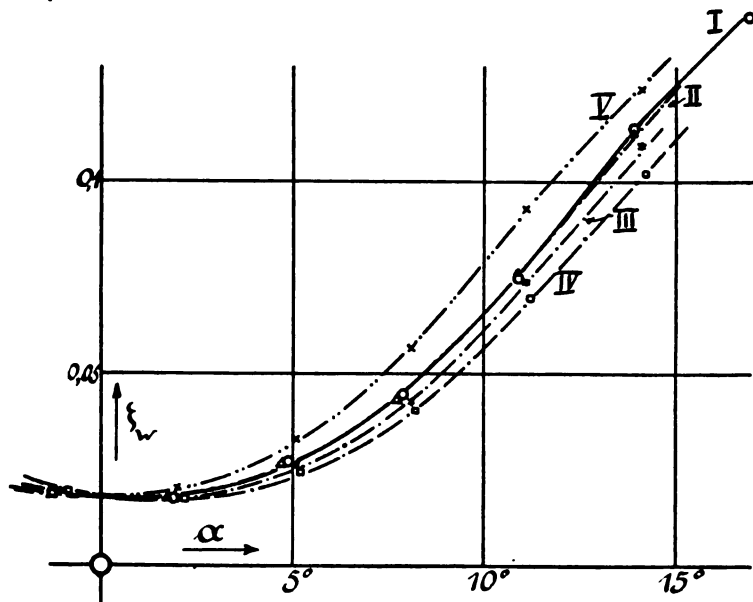
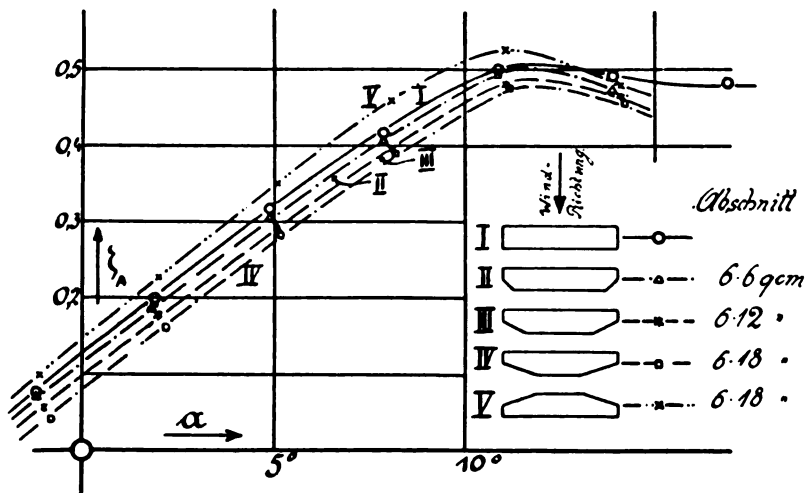


Fig. 36, 37 u. 38. Messungsergebnisse für eine seitlich abgeschrägte Platte von 12×60 cm mit einem Wölbungspfeil von 0,48 cm.

von α aufgetragen. Für die wenig gewölbte Platte ergibt sich dabei, daß das Verhältnis γ am größten ist bei der vollen Platte, daß also die Abschrägungen durchaus keine

Verbesserung bedeuten. Bei den beiden Plattenserien mit starker Wölbung erhalten wir durch die Abschrägungen teilweise Verbesserungen, die allerdings nur einige Prozent betragen. Am günstigsten gestaltet sich der Einfluß noch bei der seitlich abgerundeten Platte (Fig. 33, Format II), bei der der Höchstwert von γ , was auch als Vorteil anzusehen ist, bei größeren Neigungswinkeln und damit bei höheren Werten von ζ_A als bei der vollen Platte (Format I) eintritt. Es soll dabei noch besonders darauf aufmerksam gemacht werden, daß die Figuren 30, 31 usw. die Abhängigkeit der Koeffizienten und nicht der Kräfte vom Neigungswinkel darstellen, und daß die Koeffizienten bei den abgeschrägten Platten natürlich mit einem kleineren Flächeninhalt zu multiplizieren sind, um die Kräfte zu erhalten.

Es bleibt noch einiges über den Begriff des Neigungswinkels α zu sagen. Wir haben in unseren früheren Be-

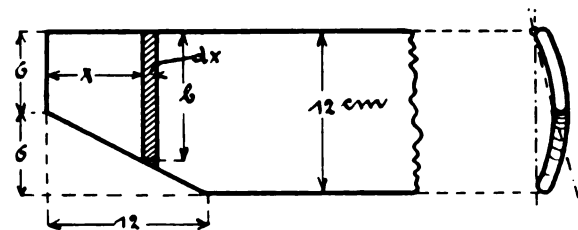


Fig. 29.

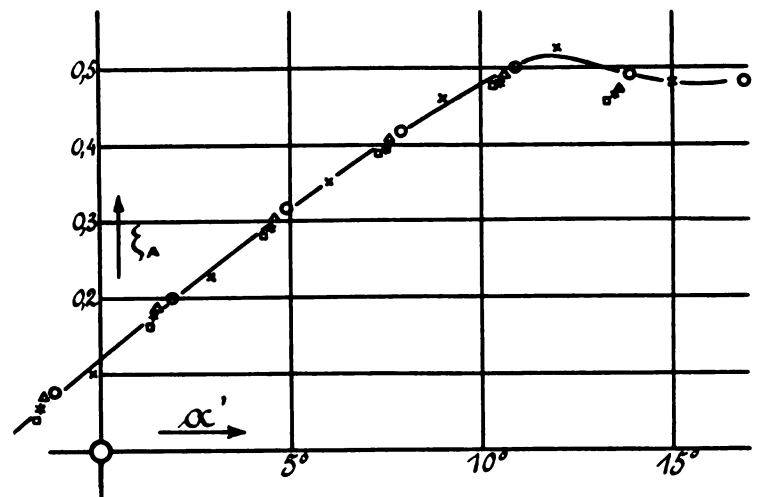


Fig. 36a. Auftriebskoeffizienten ζ_A der Fig. 36 abhängig vom mittleren Neigungswinkel α' .

richten unter α stets den Winkel, der zwischen Platten-sehne und Windrichtung eingeschlossen ist, verstanden. Für Platten von rechteckigem Format ist α damit eindeutig festgelegt, wenn die Vorder- und Hinterkante der Platte aus zwei parallelen Geraden bestehen, die senkrecht zur Windrichtung orientiert sind. Anders wird die Sache für die abgeschrägten Platten. Man sieht aus dem Seitenriß von Fig. 29, daß an den beiden Plattenenden der Winkel zwischen Sehne und Windrichtung andere Werte annimmt als in dem seiner Breite nach unverkürzten Mittelstück. In den Darstellungen Fig. 30 u. folg. haben wir unter α den Wert im Mittelstück der Platte verstanden. Es liegt darin eine gewisse Ungenauigkeit, da ja die beiden abgeschrägten Seiten, wenn z. B. die Sehne in der Mitte der Platte parallel zum Wind steht, noch Wind von oben (Fig. 30, Format II) bzw. unten (Fig. 30, Format III) erhalten. In den Kurven-darstellungen macht sich dieser Einfluß bemerkbar, indem die ζ -Werte für die abgeschrägte Platte nach rechts bzw. links verschoben sind, so daß ein Vergleich der Kurven

umständlich ist. Um diesem Übelstande abzuweichen, schlägt Prof. Dr. Prandtl vor, einen »mittleren Neigungswinkel« α' für die Platte zu berechnen. Der Neigungswinkel eines jeden Flächenelementes $b \cdot dx$ wird dabei im Verhältnis der Größe des Flächenelementes berücksichtigt und ein Mittelwert gebildet. Für die stark gewölbte Platte mit der Abschrägung von 6×12 cm (Fig. 30, Format II und III) erhält man einen zusätzlichen Winkel von $1,1^\circ$, und zwar muß derselbe bei Format II von dem für die Mitte bestimmten α abgezogen und bei III zu ihm addiert werden. Für die schwach gewölbte Platte sind die entsprechenden Werte des Winkels bei den Abschrägungen 6×6 , 6×12 und 6×18 cm : 0,3, 0,6 bzw. $0,9^\circ$. Für diese Platte haben wir die Koeffizienten ζ_A abhängig vom mittleren Neigungswinkel α' in Fig. 36a eingezeichnet. Es stellt sich dabei heraus, daß die Werte ziemlich gut auf eine Kurve zu liegen kommen. Bei der stark gewölbten Platte trifft dies, wie man leicht erkennt, nicht in gleicher Weise zu.

Die ersten Versuche an seitlich zugeschragten Platten sind von Lilienthal ausgeführt worden, der sich bekanntlich nicht nur um den praktischen Menschenflug, sondern auch um die experimentelle Aerodynamik große Verdienste erworben hat. Die von Lilienthal untersuchte Platte hatte den in Fig. 39 wiedergegebenen Grundriß. Die Wölbung der Platte ist so bemessen, daß das Verhältnis $\frac{\text{Pfeil}}{\text{Bogen}}$ an den verschiedenen Stellen des Querschnitts gleich ist. Lilienthal erhält auf diese Weise zum Unterschied

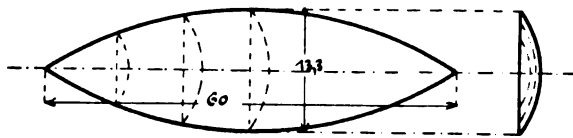


Fig. 39.

von unseren Platten, die aus einem Stück Zylindermantel bestehen, eine nicht abwickelbare Fläche mit nach den Enden zunehmender Krümmung. Wir haben nun eine Platte von 60 cm Länge und 13,3 cm Breite und dem Wölbungsverhältnis 1 : 12 nach Lilienthals Angaben¹⁾ aus 2,3 mm starkem Zinkblech getrieben und die Windkräfte daran untersucht. Die Resultate dieser Messung sind in Fig. 31 und 32 punktiert eingetragen. Unter den Platten von verschiedener Wölbung, deren Widerstandswerte wir in Mitteilung 2 wiedergegeben haben, befindet sich eine vom gleichen Wölbungsverhältnis 1 : 12. Es ist das die Platte 20×80 cm mit 1,65 cm Pfeilhöhe. Da auch das Seitenverhältnis so ähnlich ist, wie bei der Lilienthalplatte, lassen sich die Koeffizienten ζ_A und ζ_W einigermaßen vergleichen. Man findet dabei, daß sich die entsprechenden Werte nur wenig von einander unterscheiden.

O. Föppl.

Umlauf-Motoren.

Von G. Schendel. Mit Tafel III. (Fortsetzung und Schluß.)

Der Bucherer Motor.

Konstruktiv müssen beim Bucherermotor infolge des eigenartigen Grundprinzips einzelne Teile wesentlich anders gehalten sein als bei den sonstigen Motoren. Genial wie beim Grundgedanken hat der Erfinder teilweise auch hier vorbildliche Anordnungen getroffen, dagegen fordern andere wieder zur Kritik heraus.

Die Motoren arbeiten gegenwärtig im Viertakt, jedoch ist die Anordnung in gleicher Weise, vielleicht noch besser für Zweitakt geeignet.

¹⁾ Lilienthals Versuchsplatte war von dreifach so großen Abmessungen.

Die Fig. 6 zeigt eine Ausführung des Bucherermotors für 40 PS im Schnitt, Fig. 7 eine Photographie und Fig. 8 Einzelteile derselben.

Das große Gerüst, welches den Motor umspannt, und das, trotzdem es aus Aluminium gegossen ist, ein bedeutendes Gewicht und auch einen nicht zu vernachlässigenden Luftwiderstand bedingt, könnte verbessert werden.

Bei den neueren Ausführungen soll das Gerüst zwar nicht mehr viersäulig, sondern nur noch mit zwei Querarmen und zwei Säulen ausgebildet werden, so daß an Gewicht ca. 15 kg gespart und auch der Stirnwiderstand geringer wird.

Das starke Gestell erweist sich bei der Ausführung nach Fig. 6 als notwendig, da die doppeltgeköpfte Kurbelwelle einseitig gelagert ist. Diese Konstruktion wird wohl wenig Freunde finden und ist auch nicht unbedingt im System begründet. Der Erfinder hat aus verschiedenen Gründen das eine Lager geopfert. Er hat bisher mehr die Motorluftschiffahrt gepflegt. In der Nähe eines Ballons darf wegen der explosiblen Füllgase kein Feuer und keine Glut sein. Die Beseitigung der Auspuffgase ist dort eine sehr wichtige Frage. Diese ist auch vollkommen gelöst. — Doch es ist nicht zugleich Platz für das Auspuffrohr und ein Kurbelwellenlager. Vom Standpunkt des Luftschiffers ist es zu verstehen, daß das Lager weichen mußte, denn konstruktiv läßt es sich ermöglichen, wenn auch mit einem ziemlich großen Gewichtsauwand, um so eher da die Hebelarme infolge der Verwendung von Kugellagern verhältnismäßig klein werden. Für den Flieger dagegen ist das Gewicht und die Betriebssicherheit Trumpf, zwei Forderungen, denen durch doppelseitige Lagerung besser Genüge getan wird.

Noch ein weiterer Gesichtspunkt hat den Erfinder veranlaßt, seine Konstruktion zu wählen. Die Kurbel rotiert sehr schnell, über 2000 Umdr.-Min., und ist infolgedessen nicht geeignet, direkt mit der Schraube gekuppelt zu werden. Die Zylinder rotieren nur halb so schnell. Will der Erfinder die Schraube nun direkt an dem Zylinderkranz setzen, so ist es schwierig, die zweite Scheibe mit den beiden exzentrischen Kugellagern fest einzubauen.

Eine besondere Betrachtung verdienen die Zylinder und ihre Anordnung (Fig. 8, Nr. 2). Wie gesagt wird der Hub viermal so groß wie der Kurbelradius. Trotzdem erhält die Gesamtmaschine keinen größeren Umfang als eine andere von gleicher Leistung. Da die Pleuellstangen keinen Ausschlag machen, kann man mit den Zylindern und dem Gehäuse bis direkt an die Kurbel herangehen. Die geringe Länge der Kolben, die nur zu dichten, keine Drücke aufzunehmen haben, ermöglicht gleichfalls, die Zylinder kurz zu halten. So beträgt bei dem 40 PS-Bucherermotor der Kurbelradius $r_k = 45 \frac{1}{2}$ mm, demgemäß der Hub $H = 182$ mm bei einer Zylinderbohrung

$D = 80$ mm, $\frac{H}{D} = 2,275$. Der Kolben hat 60 mm Höhe, Länge des ganzen Zylinders 280 mm, Durchmesser der ganzen Maschine 820 mm.

Die Kolbenlänge ist bedingt durch die Anzahl der Ringe, die fünf beträgt. Der Erfinder hat die Verwendung von Schwerölen vorgesehen, bei denen er Explosionsdrücke bis 45 Atm. erwartet. Gegenwärtig fügt er nur drei Kolbenringe ein. Die übrigen Eindrehungen bilden gute Ölnuten.

Die Befestigung der Zylinder ist sehr zweckentsprechend und läßt sich auch nur bei dem Bucherermotor in dieser Weise durchführen. Je zwei gegenüberliegende Zylinder sind gegenseitig durch Zugstangen und Bügel (Fig. 8, Nr. 3 u. 4) verankert, so daß das Gehäuse nur die Explosionsdrücke zu übertragen hat, die Zentrifugalkräfte heben sich auf. Es ist dies möglich, da die Zugstangen als Parallelle zu dem Durchmesser DE in Fig. 1 dauernd gleichen Abstand von der Kurbelzapfenmitte und dem Umfange des Kurbellagers behalten, trotzdem sie in die Kurbelkröpfung hinein- und wieder hinauswandern. Durch Zwischenlagen von Kupferblech und Packing ist dafür gesorgt, daß die Wärmespannungen sich nicht schädlich bemerkbar machen.

Die Zylinder brauchen daher nicht aus teurem Stahl hergestellt werden, sondern aus Gußeisen, das gegen Druck — und Druckspannungen treten nur noch in der Längsrichtung der Zylinder auf — bekanntlich große Festigkeit besitzt. Die Traverse selbst ist aus Chromnickelstahl, die Stangen

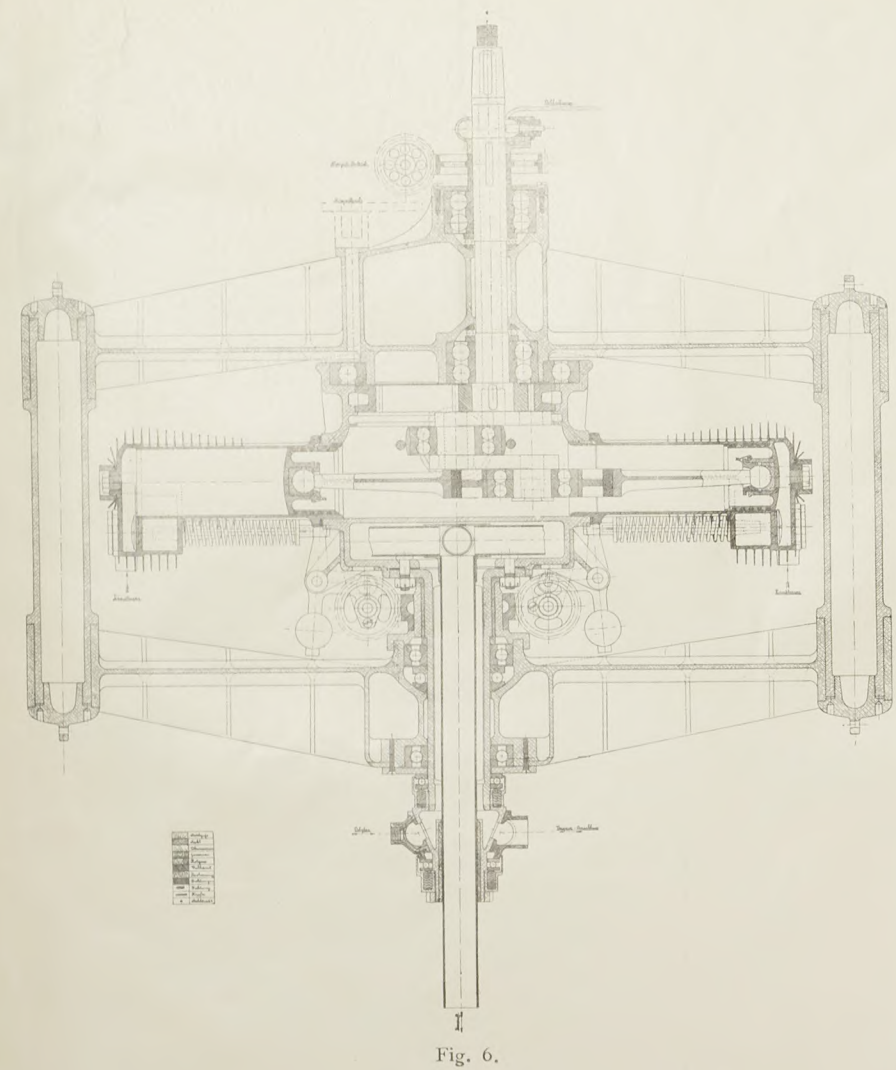


Fig. 6.

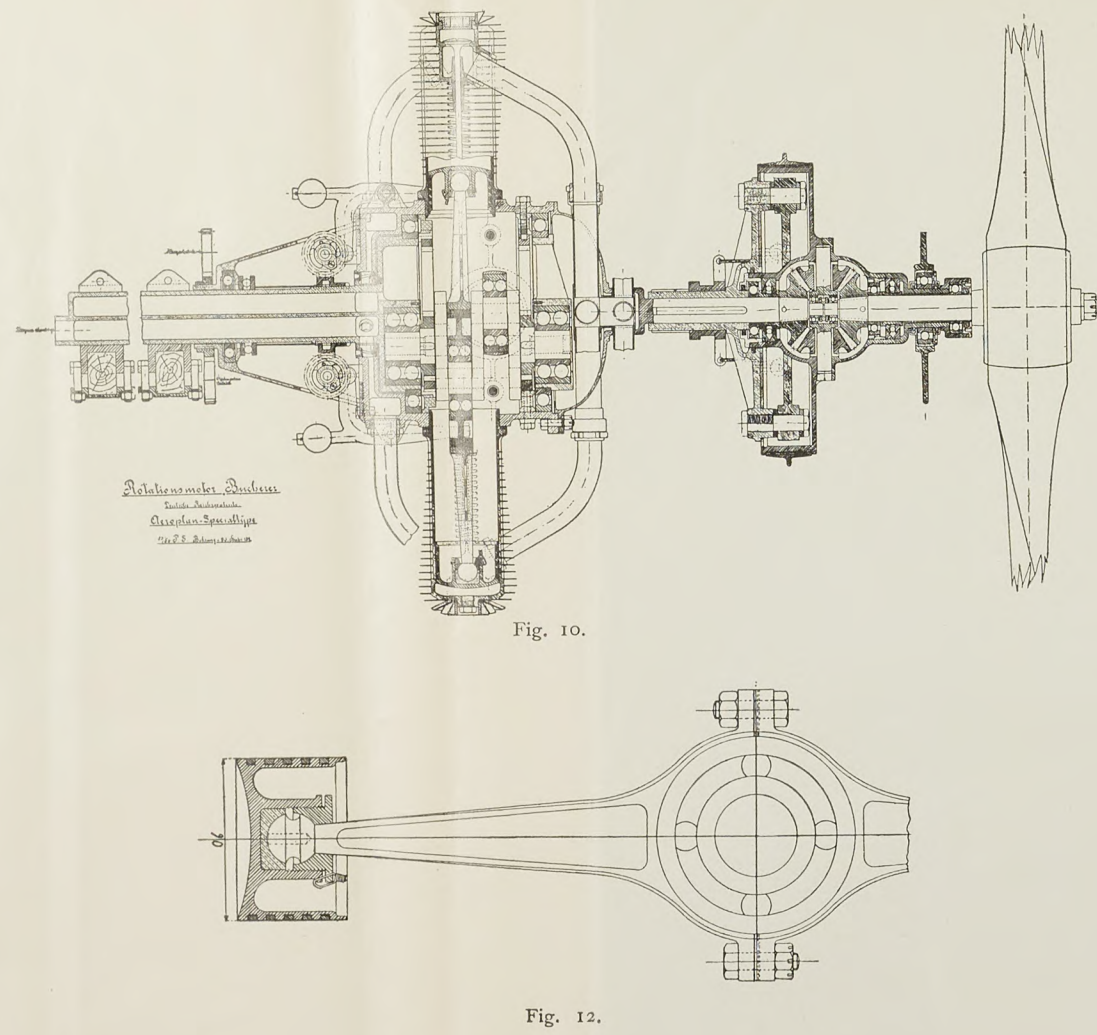


Fig. 10.

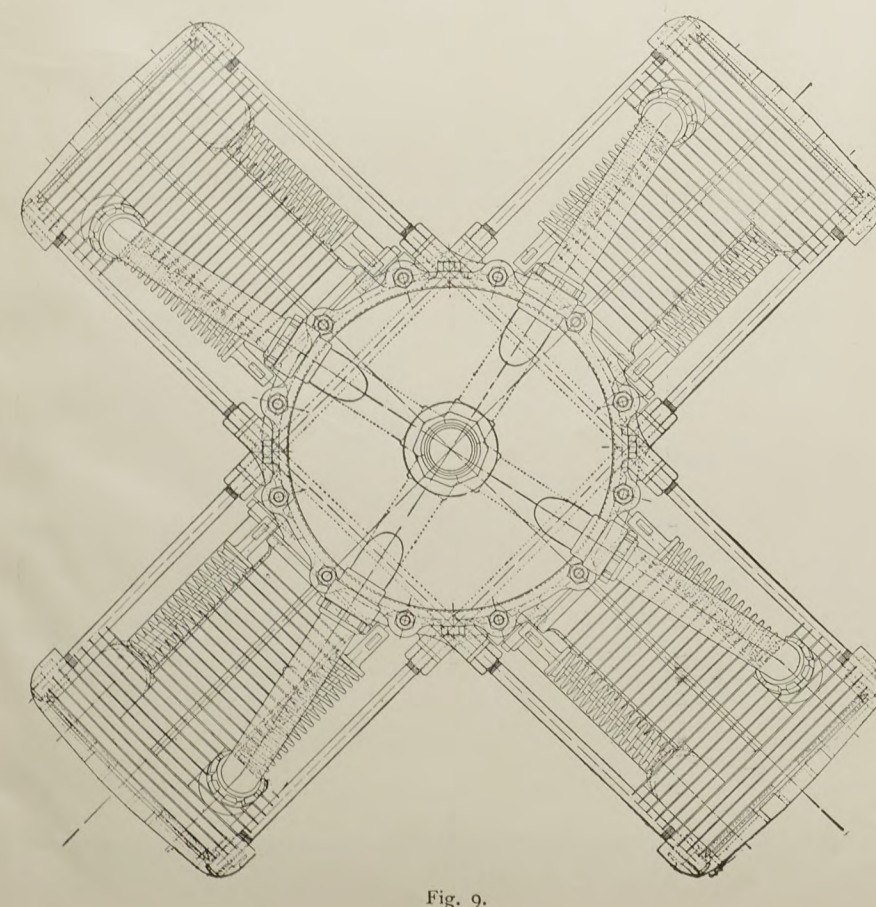


Fig. 9.

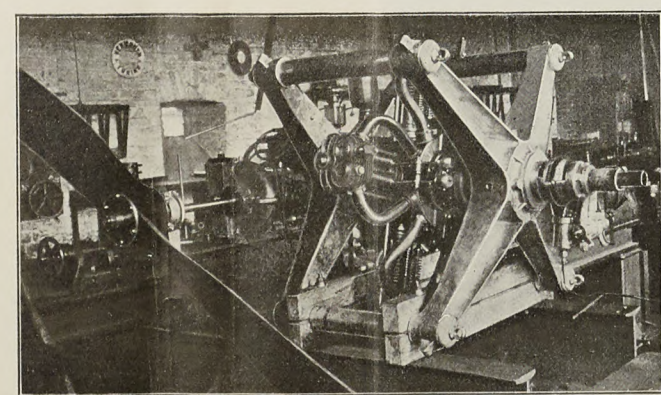


Fig. 7.

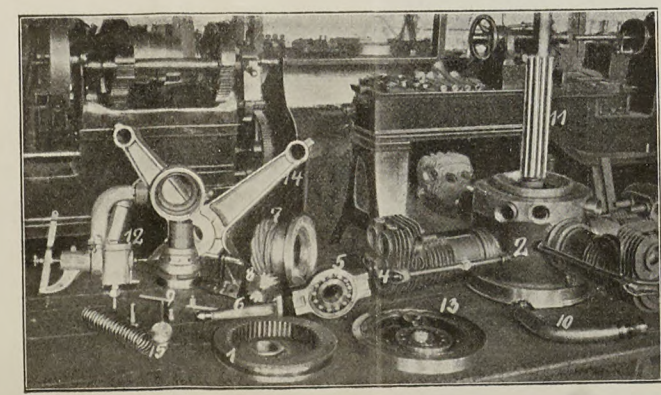


Fig. 8.

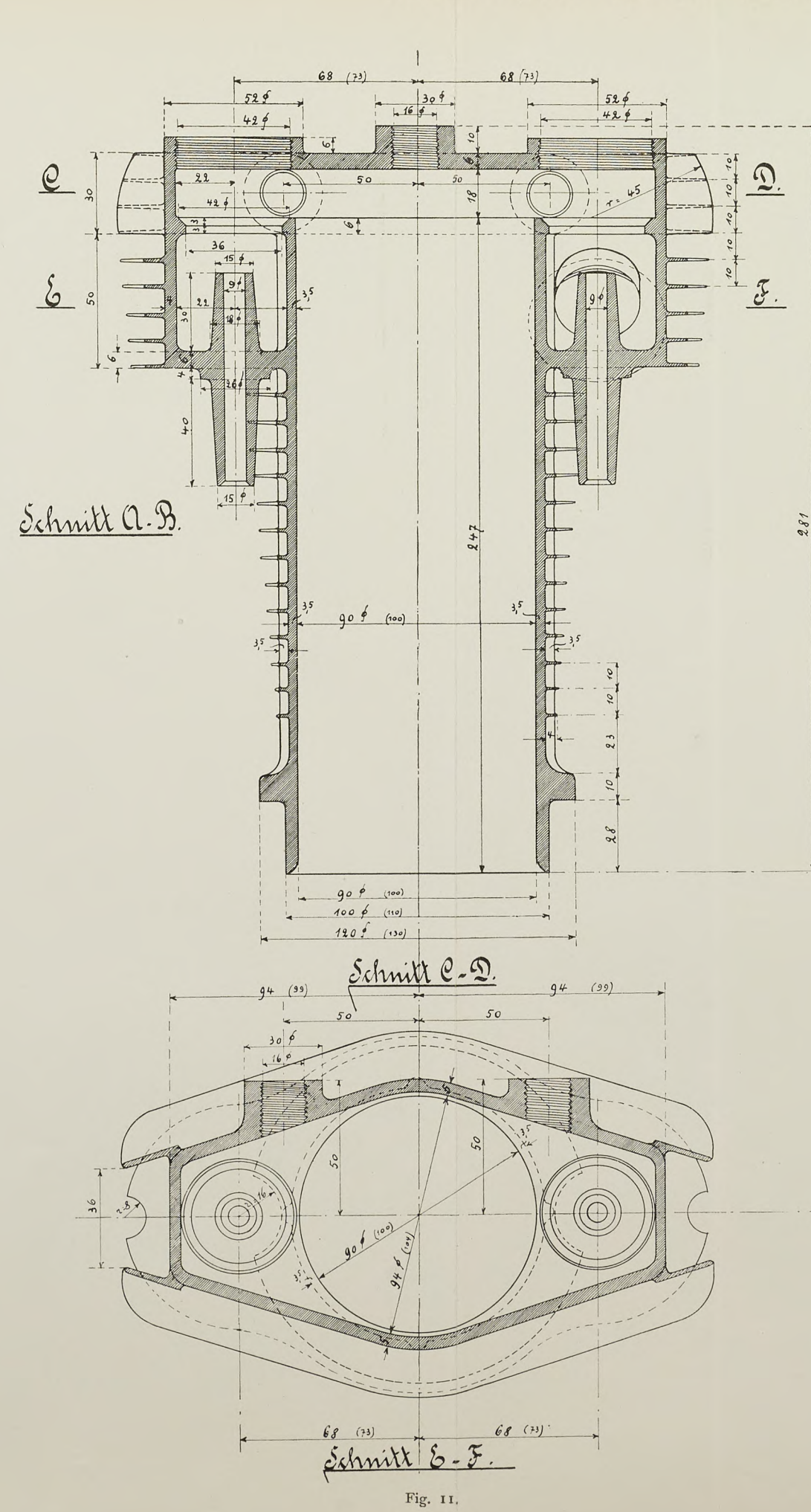


Fig. 11.

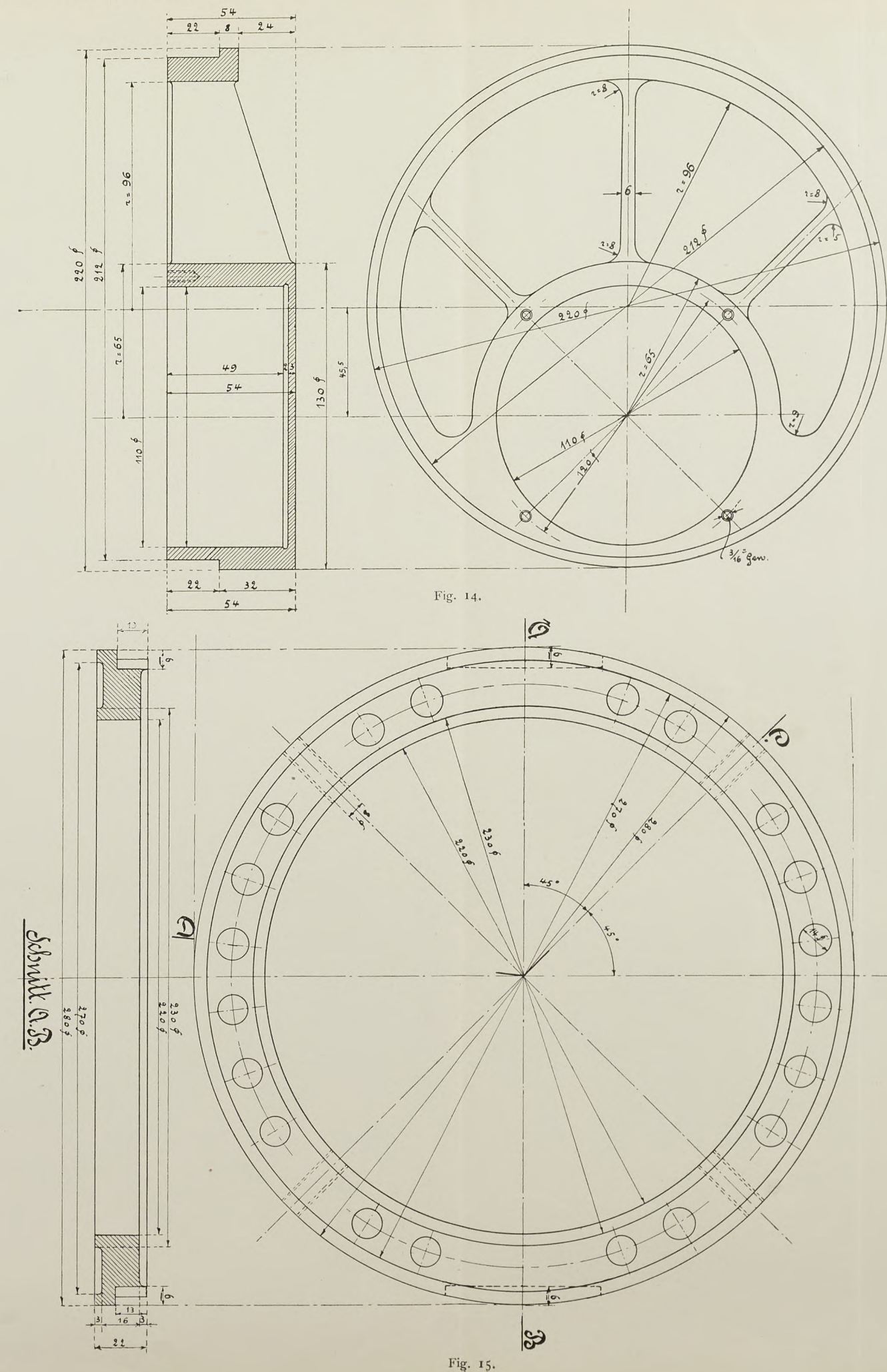


Fig. 14.

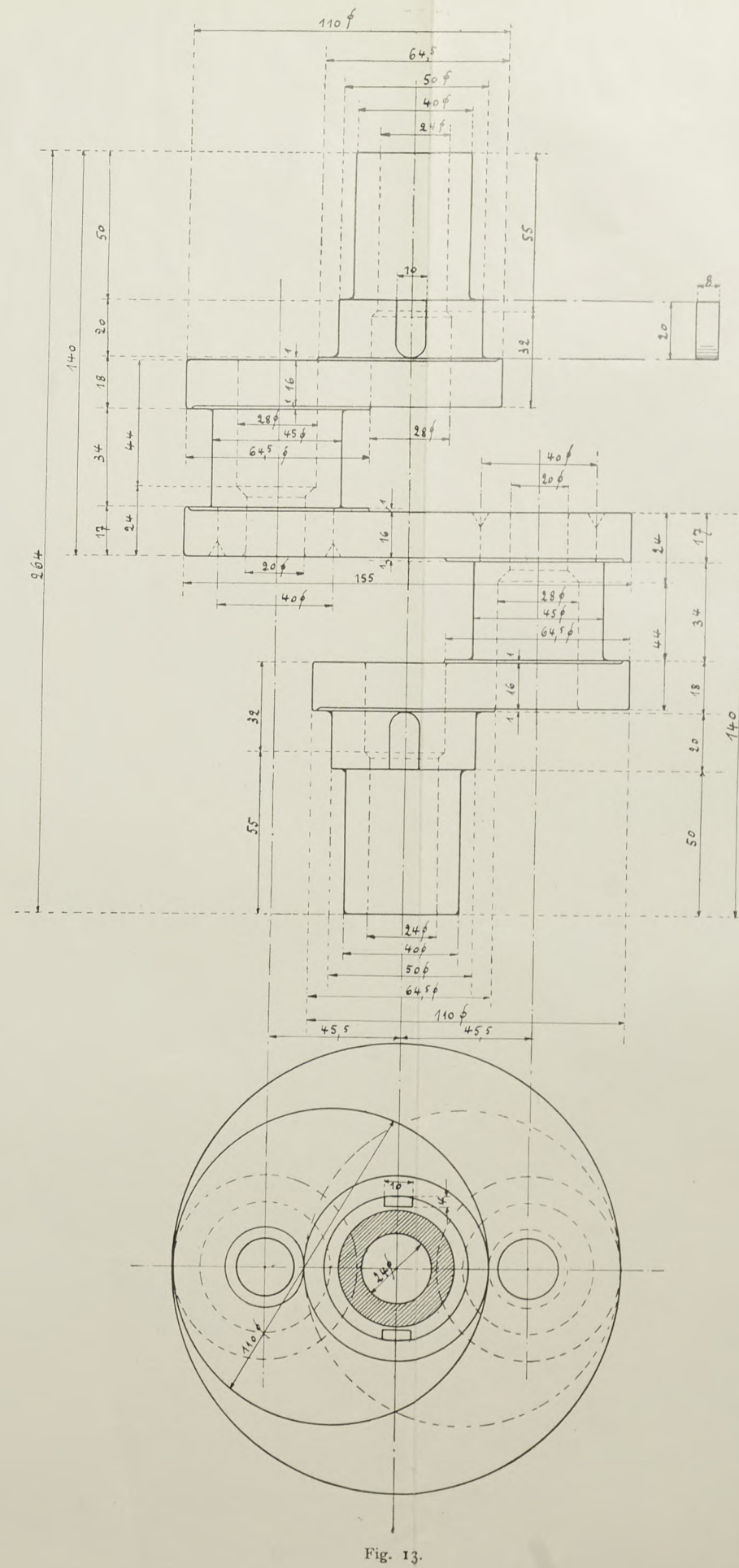


Fig. 13.

Fig. 6. Schnitt durch einen 40 PS Bucherer-Motor, die Zylinder liegend angeordnet.

Fig. 7. 40 PS Bucherer-Motor auf dem Versuchsstand.

Fig. 8. Einzelteile des Bucherer-Motors.
1. Verzahnung D.R.P. 194 107.
2. Gehäuse.
3. Zugstangen zum Halten der Zylinder.
4. Bügel zum Halten der Zylinder.
5. Kurbellager und Mittelstück der Kolbenverbindungsstange.
6. Endstück der Kolbenverbindung.
7. Schraubenrad für die Neuierung D.R.P. 213 880.
8. Schnecke dazu.
9. Hebel dazu.
10. Zu- oder Ableitungsrohr.
11. Abgasrohr mit Kühlrippen.
12. Vergaser.
13. Lagerscheibe.
14. Gerüst.
15. Ventil mit Feder.

Fig. 9. Neueste Konstruktion des Bucherer-Motors. Ansicht.

Fig. 10. Querschnitt durch die Neukonstruktion des Bucherer-Motors mit Differential-Bremskupplung.

Fig. 11. Ein Zylinder.

Fig. 12. Kolben mit Verbindungsstange und Kugellager.

Fig. 13. Die Kurbelwelle.

Fig. 14. Exzentrische Scheibe, welche die Kugellager für Welle und Gehäuse aufnimmt.

Fig. 15. Lagerring.

aus geschmiedetem Stahl. Um die Kugellager auf die doppelt gekröpfte Stirnkurbel überstreifen zu können, wird die lange Wange, die mit der zweiten Kurbel aus einem Stück ist, auf die erste Kurbel aufgezogen und nachträglich verschweißt.

Interessant sind die Kugellager (Fig. 6—10), sie sind doppelreihig und die Kugeln gegeneinander versetzt, um an Breite zu sparen. Diese beträgt 32 mm.

Auf der Zeichnung erscheint der Ansatz für die Kolbenstangen mit dem äußeren Laufring aus einem Stück. Er wird jedoch neuerdings getrennt ausgeführt und über den Laufring geschoben. Es ist dies entschieden vorzuziehen (Fig. 8, Nr. 5). Die Kolbenstangen selbst werden mit Stiftschrauben an diesem Ansatz geschraubt. Es ist dies zu dem Zwecke geschehen, um durch Zwischenlegung von Fiber das Kugellager gegen die Explosionsstöße zu schützen.

An den Enden tragen die Kolbenstangen kugelige Knöpfe, die sich gegen passende Pufferlager im Kolben legen und von zwei gleichfalls ausgedrehten Halbmuttern gehalten werden. Das Vulkanit, aus dem die Puffer hergestellt waren, hat sich der Hitze nicht genügend gewachsen gezeigt und ist durch Bronze ersetzt worden.

Die kugelige Lagerung der Kolbenstange im Kolben hat den Zweck, eine lösbare Verbindung bei der Montage und Demontage zu haben, sie soll es den Kolben auch ermöglichen, sich den Deformationen der Zylinder infolge Wärmeausdehnung anzupassen.

Die Ventile sitzen seitlich nebeneinander am Zylinder. (Eine Anordnung, von der man immer mehr abgeht, weil sie einen zerrissenen Verbrennungsraum mit großer Oberfläche ergibt.)

Neu ist die Steuerung (D. R. P. 213 880). Die Steuerung durch je einen Nocken für Auspuff und Ansaugen, für alle Zylinder gemein, ist nicht möglich, da die Zündfolge ungleich ist. Der Erfinder hat auf das feste Gestell ein Schraubenrad (Fig. 8, Nr. 7) gesetzt, welches mit einer Schnecke (Nr. 8), die am Zylinderkranz drehbar gelagert ist, im Eingriff steht. Diese Schnecke trägt den Nocken, und da die Räder im Übersetzungsverhältnis $\frac{1}{2}$ stehen, öffnet der Nocken bei jeder zweiten Umdrehung mit Hilfe eines Winkelhebels (Nr. 9) sein Ventil. Der wagerechte Arm des Hebels ist über den Drehpunkt verlängert und trägt Gegengewichte, um die Zentrifugalkräfte des Ventils auszugleichen. Das System ist so ausbalanciert, daß bei Überschreiten der maximalen Umdrehungszahl die Zentrifugalkraft des Ventils, diejenige des Hebelgewichts plus Federkraft des Ventiles überwindet, die Ventile also kaum sichtbar anlüften, und dann durch Schwächung der Explosionen ein Durchgehen des Motors unmöglich machen.

Die Auspuffgase werden von den Ventilkammern durch Rohre (Fig. 8 Nr. 10), die sich in der Mittelachse vereinigen, abgeleitet. Das Endrohr trägt Rippen Nr. 11, um diesselbe herum strömt das frische Gemisch.

Von einem Vergaser gewöhnlicher Konstruktion gelangt es zu dem Anschlußstutzen, wärmt sich an dem Auspuffrohr und seinen Rippen — aller etwa vorhandener Brennstoffnebel wird unbedingt vergast — und tritt von der Sammelkammer durch Rohre in die Ventilkammern.

Die Zündung erfordert wegen der unregelmäßigen Zündfolge gleichfalls besondere Kunstgriffe. Es wird Bosch-Lichtbogenzündung verwandt. — Der geringste Abstand zwischen zwei Zündungen ist so groß wie der eines Achtzylindermotors mit gleichmäßiger Zündfolge. Der Erfinder hat dementsprechend seinen Magnetapparat und Verteiler gewählt. Die passenden Anschlüsse verbindet er mit einem kurzen Kupferbogen, der isoliert konzentrisch um das Zylindergehäuse sitzt, während die vier federnden Schleifkontakte mittels Vulkanits am Zylindergehäuse isoliert befestigt sind und mittels Drähten den Hochspannungsstrom zu den Kerzen leiten.

Die Ölung, die der Bucherermotor gebraucht, ist gemäß seiner Konstruktion sehr gering. Die Zufuhr ist aufs Beste geregelt, und zwar für Lager und Zylinder getrennt. Von einem übersichtlich gelegenen Schauglas fließt das Öl zu dem oberen Ende des Motors. Dort ist eine kleine Plungerpumpe angeordnet. Durch einen Nocken wird der Kolben zum Saugen betätigt. Die Zentrifugalkraft drückt den Kolben nach außen und das Öl in die hohle Kurbelwelle, von wo es allen Lagern zufließt. Die Zylinderölung ist nicht verzeichnet.

Das Öl fließt gleichfalls von einem offen daliegenden Schauglase vermittelt eines Röhrchens zwischen Wellen und Zylinderlager hindurch in einen Ringkanal. Von hier drückt es die Zentrifugalkraft zu den Zylindern, welche in Höhe des Flansches eine feine $2\frac{1}{2}$ mm tiefe und $1\frac{1}{2}$ mm breite ringförmige Nute mit Kapillarwirkung aufweist, so daß sich das Öl um den ganzen Umfang des Zylinders verteilt und den Kolben gleichmäßig schmiert.

Gegenwärtig ist Bucherer damit beschäftigt, einen Motor zu bauen, der wesentlich leichter wird als die bisherige Ausführung und sich besonders für Flugzeuge eignen soll. Die neue projektierte Ausführung, die Fig. 9 in Ansicht und Fig. 10 im Schnitt zeigt, weist wesentliche Abweichungen gegen früher auf.

In dem Beiblatt Tafel III sind die Werkstattzeichnungen der wichtigsten Einzelteile dieser Konstruktion wiedergegeben.

Zuerst wird es auffallen, daß das Motorgerüst verschwunden ist. Der Motor ist ähnlich wie der Gnomemotor, fliegend angeordnet. Das große Lagergerüst ist überflüssig, denn die Kurbelwelle ist doppelseitig gelagert, die Explosionskraft kann sich auf den kürzesten Weg ausgleichen und braucht nicht der langen Umleitung. Konnte bei der früheren Bauart die Arbeit entweder direkt von der Kurbelwelle abgenommen werden oder auch von einer Welle, die sich an den Zylinderkranz anschloß, so kommt jetzt nur noch der letztere Weg in Betracht. Die Kurbelwelle sieht überhaupt nicht aus dem Gehäuse heraus. Sie ist auf beiden Seiten gelagert, die Scheibe, welche links die beiden exzentrischen Lager aufnimmt, ist fest mit dem Fahrgestell verbunden, die rechte dagegen ist los.

Es liegt die Befürchtung nahe, daß das Reaktionsdrehmoment, welches durch die Lager auf das Fahrzeug zu übertragen ist, die Scheibe zu verdrehen sucht. Diese Gefahr ist dadurch beseitigt, daß auf beiden Seiten eine Verzahnung vorgesehen ist, die verhindert, daß Kurbel und Zylinder aus ihrer gesetzmäßigen gegenseitigen Lage herauskommen.

Das Getriebe auf der rechten Seite kann infolgedessen aber keine nutzbare Arbeit übertragen, sondern liefert sogar ein schädliches Drehmoment, welches das Getriebe links mit überwinden muß.

Eigenartig ist sodann die Anordnung der Gemischzuführung. Bucherer legt Wert darauf, daß gut vorgewärmte Luft zum Vergaser kommt, damit dieser selbst in der Winterkälte nicht vereisen kann. Er saugt die Luft durch das Kurbelgehäuse und den oberen Kanal des den Motor tragenden Armes an. Dann streicht sie an der Benzindüse vorbei und durch den unteren Kanal. Von dort aus verteilt sie sich durch die Rohre zu den vier Ventilkammern. Die Anordnung der Ventile ist insofern geändert, als das Saugventil und das Auspuffventil nicht mehr zusammenliegen, sondern getrennt je auf eine Seite des Zylinders gesetzt sind, um die Spannungen zu vermeiden, die bei der erst erwähnten Anordnung durch die Zentrifugalkraft in die Zylinder kommen.

Bei der Konstruktion der Verbindungsstange für die Kolben ist der Gesichtspunkt maßgebend gewesen, daß die Zentrifugalkräfte keine schädliche Durchbiegung hervorrufen sollen. Die Puffer aus Fiber sind verschwunden, die Verbindungsstange setzt sich nicht mehr aus drei sondern nur noch zwei Teilen zusammen, die gut als Träger gleicher Festigkeit ausgebildet sind und nach Art der Lagerschalen durch Bolzen aneinander gefügt werden.

Bei dieser Konstruktion erscheint es ausgeschlossen, daß infolge der erwähnten Zentrifugalkräfte irgend welche Drücke zwischen Kolben und Zylinder auftreten.

In der beigefügten Abbildung (Fig. 10) ist der Propeller nicht unmittelbar auf die Welle gesetzt, die von dem Zylinderkranz ausgeht, sondern es ist noch eine Differentialreibungskuppelung zwischengeschaltet. Zwischen die beiden Wellenstümpfe ist ein Differentialgetriebe geschaltet. Ist das Gehäuse dieses Getriebes (dunkel schraffiert) mit der Motorwelle durch eine Reibungskuppelung verbunden, so haben die Kegelräder keine Verschiebung gegeneinander, die Propellerwelle wird mit dergleichen Geschwindigkeit mitgenommen. Ist das Gehäuse im Fahrgestell festgebremst und stehen die Achsen der Zwischenkegelräder still, so muß der Propeller entgegen der Drehrichtung des Motors mit der gleichen Geschwindig-



Fig. 1. Montage-Werkstatt.

keit umlaufen, also rückwärts schlagen, die Fahrt des Fahrzeugs bremsen. Ist endlich das Gehäuse frei beweglich, so wird es sich mit der halben Umdrehungsgeschwindigkeit des Motors in Bewegung setzen, die Kegelräder rollen aufeinander ab, und nur die Reibungskräfte, denen das Gehäuse unterliegt, werden bewirken, daß der Propeller etwas vorwärts schlägt.

Bucherer hält diese Anordnung besonders für schnelle Flugzeuge von Wert, um den Auslauf beim Landen zu verkürzen.

Der neue Blériot-Viersitzer.

(Ein Besuch in den Ateliers Blériot.)

Von Oberingenieur Mich. Gabriel, Berlin-Johannisthal.

Wenn der Eindecker wieder ebenbürtig an die Seite des Zweideckers getreten ist, so hat er dies hauptsächlich Blériot zu verdanken, dessen Flugzeuge aus allen großen Ereignissen des Jahres 1910 (so z. B. in Reims, beim Circuit de l'Est, beim Simplonflug, beim Gordon-Bennetrennen der Flugmaschinen in Amerika usw.) siegreich hervorgegangen sind. Infolge dieser Siege und der vielen darauf erfolgenden Bestellungen entwickelten sich die Ateliers Blériot in kürzester Zeit zur größten der gegenwärtig bestehenden Flugzeugfabriken der Welt. Unter solchen Umständen ist es begreiflich, mit wie großem Vergnügen ich bei meiner letzten Anwesenheit in Paris der Einladung des Direktors der Ateliers Blériot, des Herrn Ingenieur Wilhelm von Hevesy — nebenbei bemerkt eines charmanten, ungarischen Edelmanns, der seine technischen Kenntnisse auf deutschen Hochschulen erworben hat — gefolgt bin, die Blériotsche Fabrik zu besichtigen.

Die neuen Ateliers Blériot befinden sich in Levallois, 39, rue de la Revolte, unmittelbar außerhalb des Pariser Befestigungsgürtels. (Die früheren Werkstätten in Neuilly waren unzureichend geworden und dienen nur noch als Flugzeuggaragen.) Die neuen Werkstätten repräsentieren sich als ausgedehnter, moderner Fabrikbau, der speziell den Zwecken der Flugzeugindustrie angepaßt ist. Besonders erwähnenswert an dem Bau ist die glückliche Lösung der Beleuchtungs- und vor allem der Beheizungsfrage; daß die Werkstätten mit muster-gültigen Kontroll- sowie Arbeiterwohlfahtseinrichtungen versehen sind, sei nebenbei erwähnt.

Nachdem man an dem Direktions- und dem Konstruktionsbureau »vorbeigeführt« wurde,

betrifft man die große Montagehalle. Der erste Eindruck ist ein überwältigender: 23 Apparate werden gleichzeitig montiert, Einsitzer, Zweisitzer und Versuchsapparate. Ich vernehme mit Staunen, daß die Fabrik gegenwärtig pro Woche neun Flugzeuge herausbringt. Die Arbeiterzahl beträgt 150 Mann. Das Kapital, das Blériot in der ihm ganz allein gehörigen Fabrik investiert hat, beläuft sich auf ca. 2 Mill. Frs. Geliefert wurden bisher ca. 400 Flugzeuge. Als Absatzgebiet kommt die ganze Welt in Frage. Am meisten hat natürlich Frankreich bestellt, besonders nach dem Circuit de l'Est; zweitbesten Kunde ist Amerika, von wo nach dem Siege Graham Whites im Gordon-Bennetrennen der Flugzeuge über 100 Bestellungen eintrafen. Es handelt sich hierbei meist um einsitzige Rennmaschinen. Die zweisitzigen Apparate, von denen auch eine große Anzahl in Montage ist, sind hauptsächlich für das Militär bestimmt. Frankreich hat mehr als 60 Maschinen bestellt. Auch Rußland und England haben eine größere Anzahl Flugzeuge dieses Typs in Auftrag gegeben.



Fig. 2. Herstellung der Flügel.

Von der Montagehalle kommt man in einen langgestreckten, besonders warm geheizten Raum, in welchem die Flügel montiert und mit Gummistoff bezogen werden. Der Arbeitssaal ist überfüllt, die Arbeiter sind beengt; kaum in Benutzung genommen, ist der Raum offenbar schon wieder zu klein. In einem anstoßenden Saal werden die Flugzeugrümpfe zusammengesetzt. Man kommt ferner in die Schlosserei, über deren Kleinheit man staunt, in die Schmiede, in die Motorpremsstation und schließlich in das modern ausgestattete Versuchslaboratorium, in welchem alle verwendeten Materialien, besonders die Drähte, auf Festigkeit geprüft werden, und wo alle neu konstruierten Details Beanspruchungsproben unterworfen werden. Daß eine Änderung der Konstruktion der laufenden Typen nur nach einer Reihe vergleichender Versuche als Resultat strenger Auswahl vorgenommen wird, ist begreiflich, wenn man bedenkt, daß Blériot bereits in der

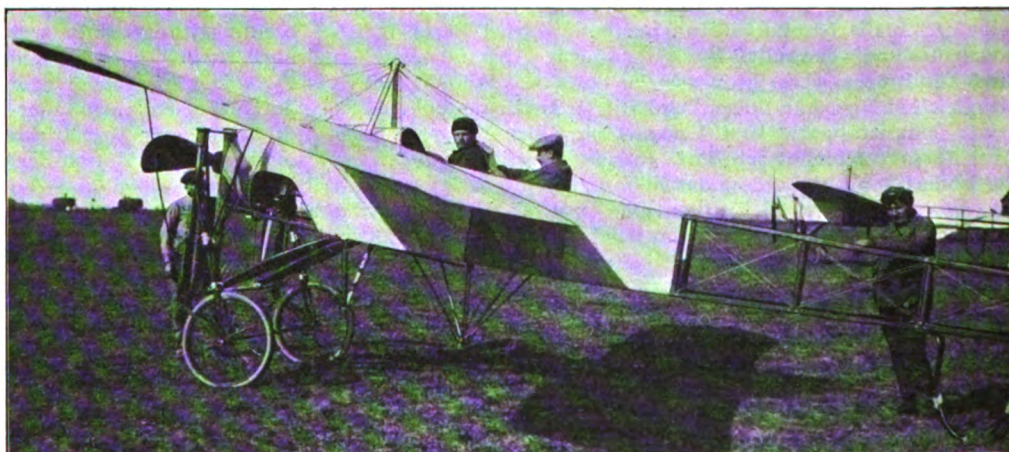
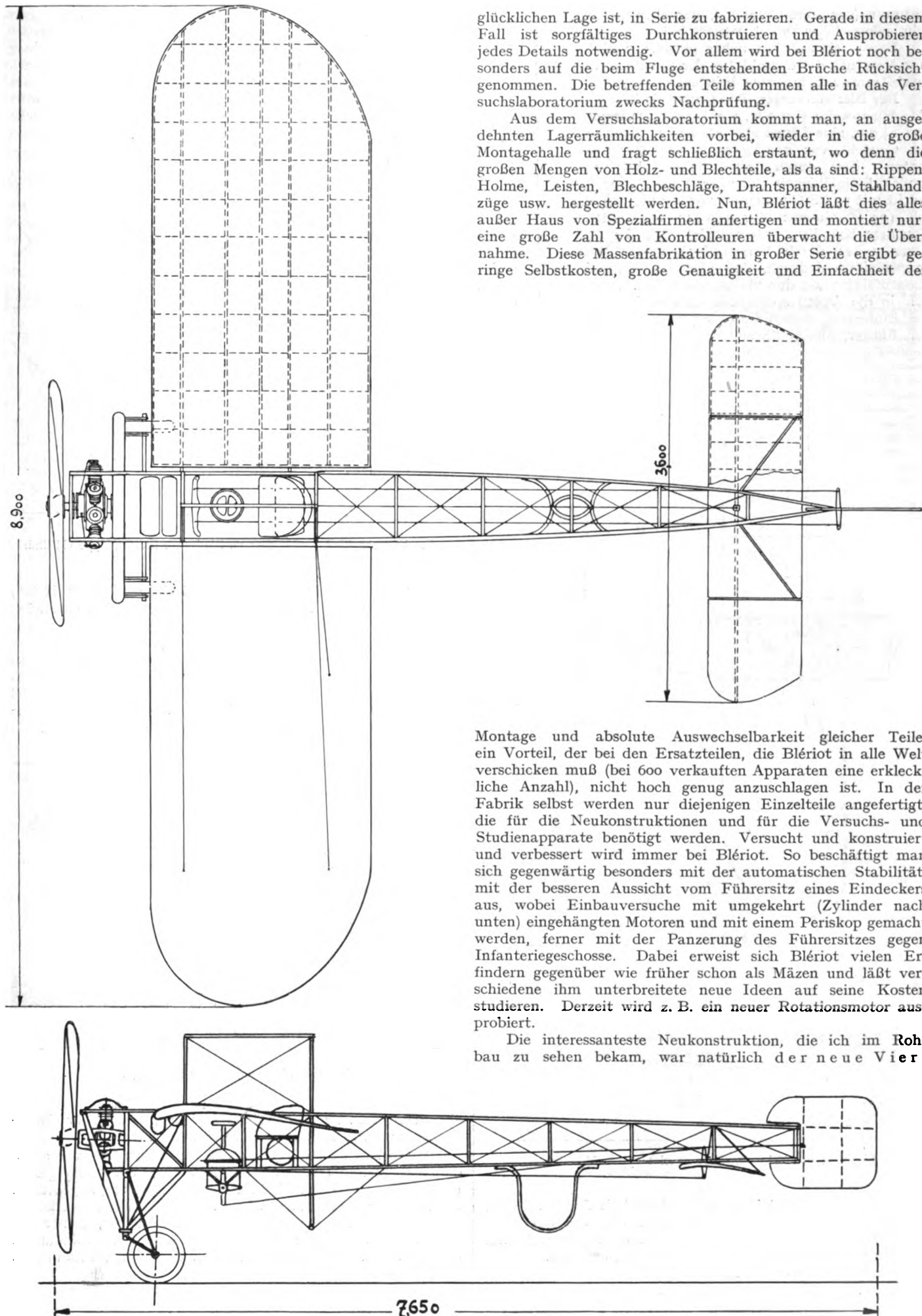


Fig. 3. Blériot-Typ »Circuit de l'Est«.



glücklichen Lage ist, in Serie zu fabrizieren. Gerade in diesem Fall ist sorgfältiges Durchkonstruieren und Ausprobieren jedes Details notwendig. Vor allem wird bei Blériot noch besonders auf die beim Fluge entstehenden Brüche Rücksicht genommen. Die betreffenden Teile kommen alle in das Versuchslaboratorium zwecks Nachprüfung.

Aus dem Versuchslaboratorium kommt man, an ausgedehnten Lagerräumlichkeiten vorbei, wieder in die große Montagehalle und fragt schließlich erstaunt, wo denn die großen Mengen von Holz- und Blechteile, als da sind: Rippen, Holme, Leisten, Blechbeschläge, Drahtspanner, Stahlbandzüge usw. hergestellt werden. Nun, Blériot läßt dies alles außer Haus von Spezialfirmen anfertigen und montiert nur; eine große Zahl von Kontrolleuren überwacht die Übernahme. Diese Massenfabrikation in großer Serie ergibt geringe Selbstkosten, große Genauigkeit und Einfachheit der

Montage und absolute Auswechselbarkeit gleicher Teile, ein Vorteil, der bei den Ersatzteilen, die Blériot in alle Welt verschicken muß (bei 600 verkauften Apparaten eine erkleckliche Anzahl), nicht hoch genug anzuschlagen ist. In der Fabrik selbst werden nur diejenigen Einzelteile angefertigt, die für die Neukonstruktionen und für die Versuchs- und Studienapparate benötigt werden. Versucht und konstruiert und verbessert wird immer bei Blériot. So beschäftigt man sich gegenwärtig besonders mit der automatischen Stabilität, mit der besseren Aussicht vom Führersitz eines Eindeckers aus, wobei Einbauversuche mit umgekehrt (Zylinder nach unten) eingehängten Motoren und mit einem Periskop gemacht werden, ferner mit der Panzerung des Führersitzes gegen Infanteriegeschosse. Dabei erweist sich Blériot vielen Erfindern gegenüber wie früher schon als Mäzen und läßt verschiedene ihm unterbreitete neue Ideen auf seine Kosten studieren. Derzeit wird z. B. ein neuer Rotationsmotor ausprobiert.

Die interessanteste Neukonstruktion, die ich im Rohbau zu sehen bekam, war natürlich der neue Vier-

Fig. 4 u. 5. Zeichnung der Blériot-Type 'Circuit de l'Est'.

sitzer (der Aero-Omnibus), der eben in Pau sein erfolgreiches Debut gefeiert hat.

Bevor ich auf ihn näher eingehe, will ich zum Vergleich die Hauptdaten des Einsitzers und Zweisitzers in Erinnerung bringen.

Der Blérioteinsitzer, Typ Circuit de l'Est, hat eine Spannweite von 9 m, ein Tragflächenausmaß von 14 qm, eine Länge über alles von 7,65 m und ein Gewicht von 250 kg samt 50 PS-Gnomemotor. Der durch seine Schnelligkeit und große Steigfähigkeit ausgezeichnete Apparat macht mit 50 PS-Gnomemotor 95 km pro Stunde, mit 105 PS-Gnomemotor 110 km pro Stunde. Von dem Kanaltyp unterscheidet sich der Einsitzer außer durch Verschiedenheit der Maße hauptsächlich dadurch, daß alle Details für die Massenfabrication durchkonstruiert sind. Äußerlich in die Augen springende Unterschiede sind die Einbauart des Motors, der Windschutz für den Flieger, die Abführung der den Motor küh-

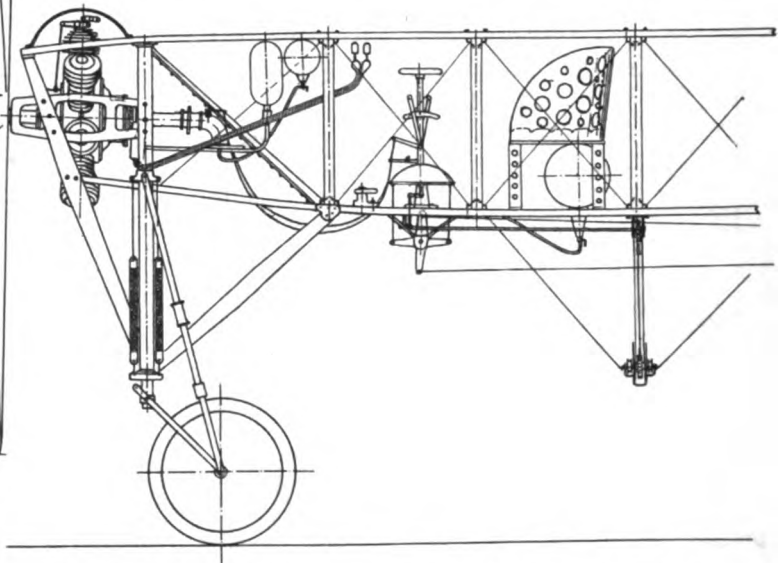


Fig. 8. Vorderer Teil des Bootes vom Eindecker Blériot, Type »Militaire«.

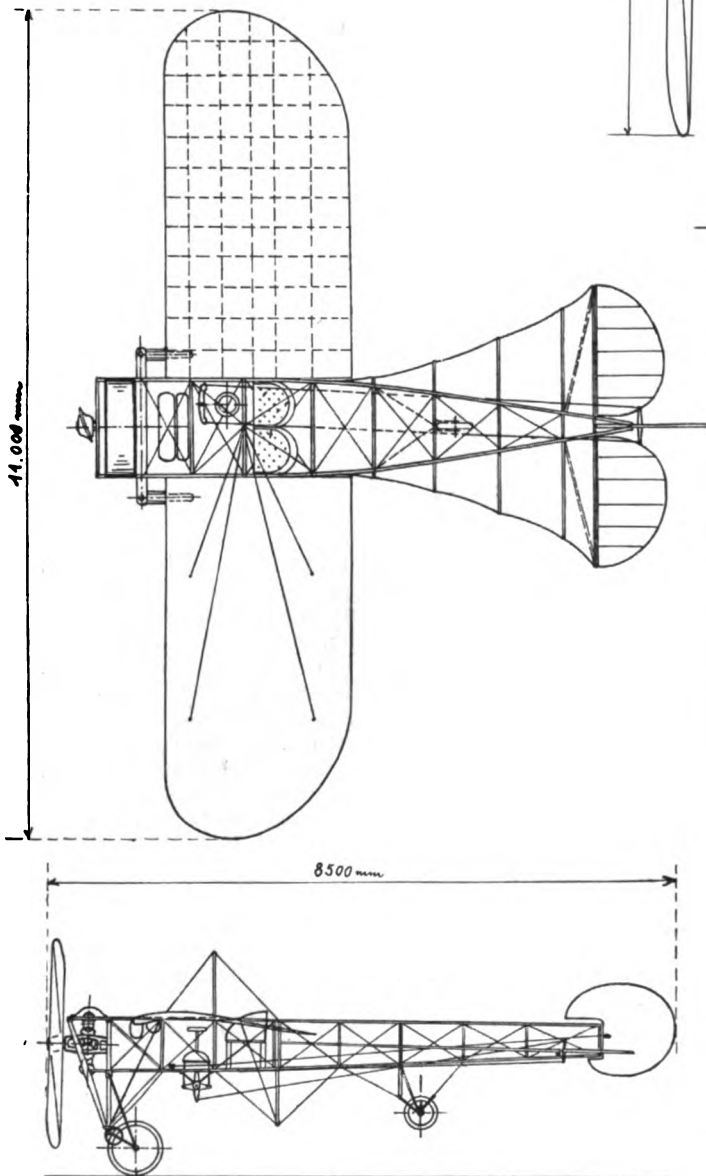


Fig. 6 u. 7. Zeichnung der Blériot-Type »Militaire«.

lenden Luft, die Versteifung des Fahrgestells durch schräge, hohle Hölzer von ovalem Querschnitt und die doppelten Schleifbögen aus Spanischrohr an Stelle des hinteren Rades. Die Querstabilität wird durch Verwindung erhalten.

Der Blériot-Zweisitzer, Militärtyp, hat eine Spannweite von 11 m, ein Tragflächenausmaß von 25 qm, eine Länge

über alles von 8,5 m und ein Gewicht von 350 kg mit 70 PS-Gnomemotor. Die Geschwindigkeit beträgt 70 km pro Stunde. Die beiden Sitze befinden sich nebeneinander und weiter vorne als beim Einsitzer, woraus sich die veränderte Konstruktion der Steuerung mit Zwischenwelle und Fahrradkette für die Verwindung ergibt. Die Welle zur Verwindung wird übrigens nicht durch Drähte, die vom Rand der Steuerglocke ausgehen, bewegt, sondern durch einarmigen, mit der Steuer-

stange verbundenen und durch die Glocke verdeckten Hebel, welcher durch eine Zug- und Druckstange mit dem parallelen Hebel auf der Zwischenwelle verbunden ist. Unter den Sitzen befindet sich das Hauptbenzinreservoir, von welchem von Zeit zu Zeit ein gewisses Quantum Benzin pneumatisch in das hochliegende Hilfsreservoir gedrückt wird, von wo es dem Motor zufließt. Dieser ist mit seiner Achse nicht parallel zur Oberkante des Rumpfes eingebaut, sondern etwas ansteigend. Der Rumpf wird manchmal mit Stoff bezogen, oft

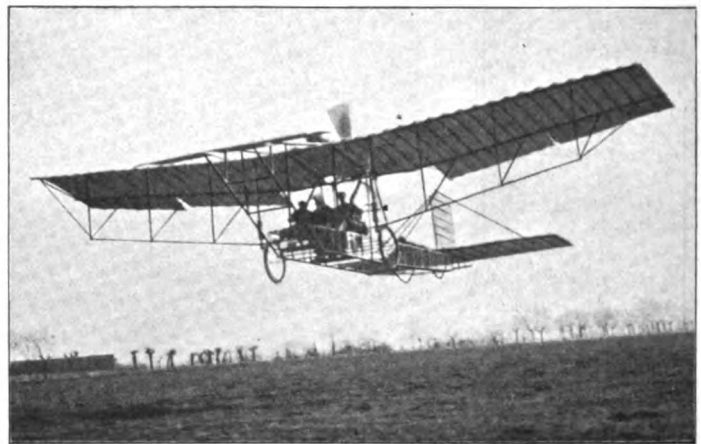


Fig. 9. Blériot-Viersitzer im Fluge.

aber auch nicht. Auffallend sind die großen, ebenen Dämpfungsflächen und die Höhen- und Seitensteuer.

Patentiert ist an den Blériotschen Apparaten vor allem das Fahrgestell (auch in Deutschland), die Steuerglocke (an derselben sind die Hebel für Gas und Zündung angebracht, welche durch Bowdenzüge wirken. Das Rad des Steuerhebels dient nur als Handgriff und ist nicht drehbar, ferner die U-förmigen Spanner zur Herstellung der Eckverbindungen des Rumpfes. (Blériot erspart durch dieselben bekanntlich die Spannschlösser.) Charakteristisch für die Blériotschen Flugzeuge sind noch die Gummizüge, die Stahlbänder und die

mit Gegenmuttern versehenen Spannschlösser. Der Motor ist allseitig mit Ölfängern umgeben, innerhalb des Bootes führt eine schiefe Ebene aus Blech die Luft nach abwärts. Die Benzin- und Ölbehälter sind auf U-Aluminium aufgehängt, dasselbe Profil dient als Sitzstütze.

Der Blériot-Viersitzer ist ein äußerst eigenartiges und von den bisherigen Konstruktionen Blériots gänzlich abweichendes Flugzeug. Man könnte sagen, er stellt ein Kompositum aller derjenigen Details dar, die sich bei den verschiedenen Systemen bewährt haben. So nimmt Blériot die Anordnung der Sitze unter den Flügeln und das Seitensteuer über der Schwanzfläche von seinem Typ XII, den Rumpf und die Steuerung von seinem Typ XI, die Flügelversteifung durch eine Brücke ist ähnlich wie bei Etrich, die oben hinter der Tragfläche angeordnete Schraube wie bei Dornier, wobei er aber, um mit dem Schwerpunkt nicht so tief zu kommen, auch den Motor hinaufsetzt. Die einstellbare Schwanzfläche stimmt mit Sommer überein, und von Farman hat er die Ailerons und das vordere Höhensteuer übernommen. Letztere Maßnahme wirkte besonders überraschend, wo doch die Forderung: »alle Steuer hinten« mehr und mehr anerkannt wird. Trotzdem hat Blériot hier ganz richtig gehandelt, denn wenn es sich darum handelt, eine möglichst große Last zu heben (und das wollte doch Blériot mit seinem Aero-Omnibus), ist das vordere Höhensteuer unentbehrlich. Man beachte besonders die oben gerippten Tragflächen, ihre Verbindung mit der Versteifungsbrücke (auf der Photographie der Montagehalle im vordersten Vordergrund gut zu sehen) die Betätigung des unverspannten Höhensteuers durch eine Fahrradkette und die Unterbringung des Benzinglefäßes ober der Tragfläche vor dem Motor. Die diagonalen Streben, welche diesen gegen den Boden abstützen, sind hohl und besonders kräftig gehalten. Die Spannweite des Flugzeuges beträgt 13 m, das Tragflächenmaß 40 qm, die Länge über alles 12 m. Das Leergewicht inklusive 100 PS-Gnomemotor beträgt 600 kg. Die Sitze sind zu je zwei hintereinander angeordnet. Der Lenker sitzt vorne rechts. Die unteren Längsleisten des Rumpfes sind als Kufen ausgebildet. Die Detailkonstruktion zeigt die bewährten Blériotschen Flugzeug-elemente.

Bei seinem Probeflug in Pau, der Winterschule Blériots mit ca. 30 Schuppen (eine zweite Schule befindet sich in Etampes, die nur im Sommer im Betrieb ist, und eine dritte in Hendon bei London), trug das Flugzeug bekanntlich acht Personen im Gewichte von 540 kg, so daß das vom 100 PS-Gnomemotor mit einer Schraube von 3,5 m Durchmesser in die Höhe gehobene Gesamtgewicht 1100 kg betrug. Damit hat Blériot als erster ein Flugzeug geschaffen, welches fähig ist, den Bedingungen des französischen Kriegsministeriums gerecht zu werden, gerade so, wie er es voriges Jahr mit scharfem Blick verstanden hat, ein

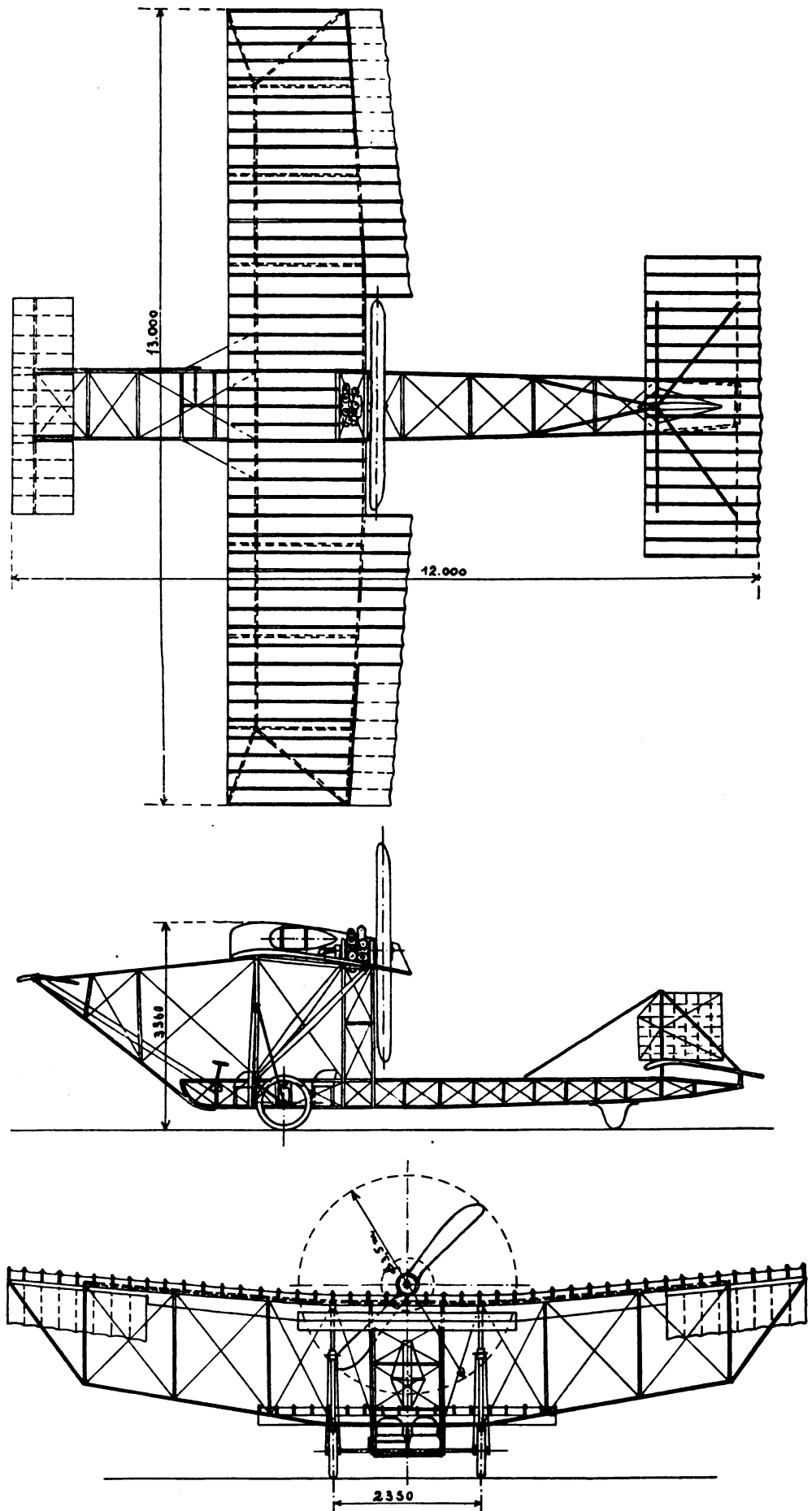


Fig. 10—12. Zeichnungen des Blériot-Viersitzers.

Flugzeug zu bauen, welches für den speziellen Zweck der Wettflüge am geeignetsten war.

Flugschau.

Einen Überlandflug von Berlin nach Hamburg führten am 28. März die beiden Offiziere Oberleutnant Erler von den Verkehrstruppen und Leutnant Mackenthun vom 144. Infanterieregiment in Metz aus. Die beiden Piloten waren um 2 $\frac{1}{2}$ Uhr auf dem Döberitzer Exerzierfeld auf einem Albatros-Farman-Doppeldecker, der mit einem 50 PS-Gnomemotor ausgestattet war, aufgestiegen und erreichten ihr Ziel nach einer Zwischenlandung in Ludwigslust nach 3 $\frac{1}{2}$ stündigem Fluge. Die durchschnittliche Geschwindigkeit des Flugzeuges betrug 80 km pro Std.; die zurückgelegte Strecke 240 km. Der Flug der beiden Offiziere ist der längste Überlandflug, der bisher in Deutschland ausgeführt wurde. Am 29. März setzten die beiden Offiziere ihre Luftreise nach Bremen fort, das sie, trotz scharfen Nordwestwindes bei einer Durchschnittsgeschwindigkeit von 92 km in der Stunde nach 1 $\frac{1}{4}$ stündigem Flug erreichten. Der Flug wurde über Verden—Hannover—Magdeburg bis Braunschweig am 30. März fortgesetzt, die Rückkehr nach Döberitz erfolgte am 1. April.

Roger Sommer flog am 31. März mit 7 Passagieren auf einem Zweidecker eine Strecke von 100 km in 1 Std. 30 Min. 03 Sek. Die erreichte Durchschnittsgeschwindigkeit betrug somit 65 km pro Std. Das Gewicht der Besatzung des Flugzeuges betrug inkl. des Gewichts des Führers 454 kg.

Um den Preis des Aeroklubs von Bearn, der demjenigen zufällt, der sich zuerst von Paris nach Pau in weniger als drei Tagen begibt, bewarb sich Vedrine auf einem Morane-Eindecker mit Gnomemotor, der am 29. März die erste Etappe Paris-Poitiers (330 km) in 3 Std. 19 Min. zurücklegte. Den Weiterflug mußte Vedrine wegen eines Schrauben-defektes, der kurz nach dem Aufstieg zum Flug über die zweite Etappe erfolgte, aufgeben.

Der für den Juni d. J. geplante europäische Rundflug »Journal B. Z. am Mittag« findet nicht statt.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. K. 37736. Verstellbarer Kreiselantrieb für Luftfahrzeuge. A. 1. 12. 10. E. 2. 5. 11.

77h. G. 29710. Schraube für Luftfahrzeuge mit elastischen in der Achsenebene angeordneten Flügeln. Albert Groß, Bad Ems. A. 5. 8. 09. E. 9. 5. 11.

77h. K. 43529. Flugzeug mit an dem Flugzeugkörper schwingbar angeordneten Tragflächen. Johannes Köhler, Stettin, Kronprinzenstraße 8. A. 1. 2. 10. E. 9. 5. 11.

77h. M. 41486. Stoff für Ballone und Flugzeuge. Société Michelin & Cie., Clermont-Ferrand, Frankr.; Vertr.: R. Deißler, Dr. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke u. W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A. 8. 6. 10. E. 9. 5. 11.

77h. H. 42785. Flugzeug mit seitlichen, symmetrisch angeordneten Höhen- und Gleichgewichtssteuern. François Hennebique, Paris. Vertr.: A. Loll, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A. 1. 2. 08. E. 13. 5. 11.

77h. B. 59762. Fallschirm für Luftschiffe. Felix Bihl u. Paul Blum, Paris; Vertr.: H. Nähler u. F. Seemann, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A. 9. 8. 10. E. 15. 5. 11.

77h. E. 16137. Durch Überdruck aufspannbarer Fallschirm. Anton Egger, München, Görresstraße 10. A. 27. 8. 10. E. 16. 5. 11.

77h. L. 31056. Schleppseil für Freiballons und ähnliche Luftfahrzeuge. Leo Leven, Köln a. Rh., Gladbacherstr. 10. A. 5. 10. 10. E. 16. 5. 11.

77h. W. 31220. Tragkörper für Luftschiffe mit Doppelhülle. Bernhard v. Wysocki, Berent. A. 2. 1. 09. E. 16. 5. 11.

77h. W. 32807. Luftschraube mit zur Erzielung einer Ruderwirkung während des Umlaufs verstellbaren Flügeln. Jakob Wojciechowski, Warschau; Vertr.: C. v. Ossowski, Pat.-Anw., Berlin W. 9. A. 28. 8. 09. E. 16. 5. 11.

77h. A. 15046. Flugmaschine mit nachgiebigen, in der Rubelage ebenen Flügeln. Guido Antoni u. Ugo Antoni, Pisa, Ital.; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, C. Weihe,

Dr. H. Weil, Frankfurt a. M. 1 u. W. Dame, Berlin SW. 68. A. 16. 11. 07. E. 30. 5. 11.

77h. M. 38835. Erdverankerung für Luftschiffe, Masten u. dgl. Joh. Phil. Burger, Erstein u. Wilhelm Müller, Neudorf b. Straßburg i. Els. A. 23. 8. 09. E. 30. 5. 11.

77h. D. 22598. Luftschraube. Hugo Drotschmann, Zürich; Vertr.: A. Drotschmann, Zolenz. A. 14. 12. 09. E. 3. 6. 11.

77h. G. 31156. Propeller, insbesondere für Wasser- und Luftschiffe mit seitlich versetzten Flügeln. Fritz H. Grawert, Berlin-Tempelhof. A. 4. 3. 10. E. 3. 6. 11.

77h. W. 32968. Propeller mit um schräg zur Propellerachse liegende Drehachsen beweglichen Flügeln. Richard Wilcke, Friedenau u. Albert Graff, Weißensee. A. 18. 9. 09. E. 3. 6. 11.

46a. F. 26115. Explosionsmotor. Edgar Cohen, London; Vertr.: H. E. Schmidt, Dr. W. Karsten u. Dr. C. Wiegand, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A. 15. 9. 08. E. 16. 5. 11.

46a. S. 30630. Anordnung zur Spülung der Zylinder von Zweitaktverbrennungskraftmaschinen. Theodor Sauerlich, Osterholz-Scharmbeck. A. 13. 1. 10. E. 13. 5. 11.

46b. R. 29525. Verbrennungskraftmaschine mit zwei aufeinander gleitenden gleichachsigen Rohrschiebern. Percy Riley, Coventry, Engl.; Vertr.: P. Müller, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 29. 10. 09. E. 16. 5. 11.

Priorität aus der Anmeldung in Großbritannien vom 2. 11. 08. anerkannt.

Patent-Erteilungen. Klasse 46a und b.

46a. 232338. Verfahren zur Einführung der Ladebestandteile bei Verbrennungskraftmaschinen. Dr.-Ing. Rudolf Diesel, München, Maria-Theresiastraße 23. 30. 3. 09. D. 21411.

46b. 232294. Umsteuerung für Explosionskraftmaschinen. Willy Seck, Wilmersdorf b. Berlin, Helmstedterstraße 6. 14. 5. 10. S. 31472.

46b. 232535. Steuerungsdrallschieber für mehrzylindrige Viertaktmotoren. J. & A. Niclausse, Paris; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner und G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. 23. 1. 10. N. 11227.

46b. 232482. Vereinigtes Ein- und Auslaßventil für Verbrennungsmotoren. Dr. Fritz Huth, Rixdorf, Böhmische Straße 46. 5. 5. 09. H. 46882.

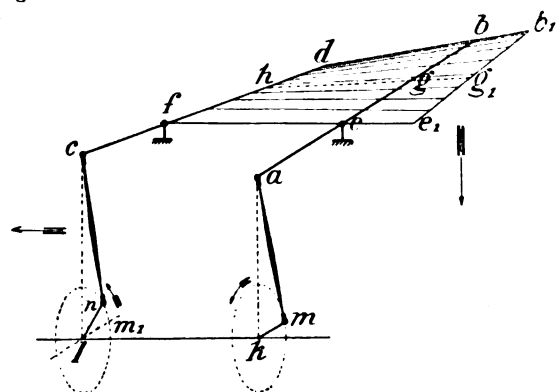
46b. 233133. Vorrichtung zur Vermeidung des Durchgehens der kreisenden Zylinder einer Verbrennungskraftmaschine. Hans Windhoff, Schöneberg b. Berlin Bennisgasse 21. 2. 8. 10. W. 35396.

46b. 233134. Vorrichtung zum Verschieben der Steuerwelle bei Kraftmaschinen zwecks Kettenspannens. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 27. 4. 10. A. 18754.

Auszüge aus Patentschriften.

Klasse 77h.

230622. Luftschiff. Adolf Wagner, Wiesbaden. Das Luftschiff erhält ein oberes Steuer, welches als Fallschirm ausgebildet ist. Dieses Steuer ist mit der Passagiergondel durch Seile verbunden und löst sich bei einem Absturz von dem übrigen Teil des Luftschiffes selbsttätig los.



Zu Nr. 230273.

230273. Vorrichtung zum Verwinden von Schlagflügeln. Emile Räuber, St. André bei Lille. Die Schlagflügel erhalten zwei Holme a und b, die bei f und c drehbar gelagert sind. Bei c und a werden die Schlagflügel durch zwei Kurbeln m und n mittels Schubstangen bewegt. Die vordere Kurbel m erhält gegen die hintere Kurbel etwas Voreilung (Winkel m l). Hierdurch werden die Schlagflügel bei jedem Flügelschlag verwunden und dadurch wird außer einem Auftrieb auch ein Vortrieb erzeugt.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUR	DR. S. FINSTERWALDER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR. N. JOUKOWSKY PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. R. EMDEN PROFESSOR AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	E. JOSSE PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

29. April 1911.

Heft 8.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge. Von A. Wagener in Danzig. (Fortsetzung aus Heft 7.) S. 93.
Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschrauben-Prüfung auf der Ila. Von Paul Béjeuhr, Göttingen. S. 98.

Neue Flugzeuge. Von Dr. Victor Quittner, S. 102.
Neue Luftschiffe. S. 105.
Militärflugschau. S. 107.
Flugschau. S. 108. — Patentschau. S. 108.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge.

Von A. Wagener in Danzig.

(Fortsetzung aus Heft 7.)

Sobald man sich hinsichtlich der Wahl der Hauptabmessungen von Kraftzylinder und Kurbelgetriebe, der Umlaufzahl n und eines für das Verhältnis $l:h = \beta$ vorläufig anzusetzenden Wertes entschieden hat, ist die Zeit z_a durch die Kolbenweglinie bestimmt. Führt man jetzt den aus Gleichung 43 berechneten Wert von u in Gleichung 44 ein, so ergibt sich der erforderliche Wert von $f_{a,n} z_s$, d. i. der Inhalt, den die punktierte Fläche haben muß. Durch Probieren findet man bald, wo die Ordinate liegt, die diesen Flächenwert bestimmt und den Zeitpunkt S_0 angibt. Hiermit hat man die Werte von z_s und $z_e = z_a - z_s$ ermittelt und ist in der Lage, mit Hilfe der vorher besprochenen Beziehungen und nach den bekannten Grundsätzen, die allgemein beim Entwurf von Ventilsteuerungen befolgt sein wollen, den Verlauf der Ventilweglinie E ungefähr darzustellen und maßstäblich einzutragen. Dabei sind noch einige Einzelheiten zu beachten, die in Fig. 14 zum Ausdruck kommen. Während des größeren Teiles der Zeit z_e überwiegen die Werte von f_a

die jeweilig zu ihnen gehörigen Werte von f_e , erst im Zeitpunkte D wird $f_e = f_a$, und von da an sind die Spaltquerschnitte f_e um ein Geringes größer. Der als Schlußkurve zu bezeichnende Ast von E darf sich offenbar nicht mit K decken, weil sonst durchweg für das Ventil eine zu große Schlußgeschwindigkeit erhalten würde. Den Schlußpunkt E_s mit A_s zusammenfallen zu lassen, wie in Fig. 12, oder gar vor A_s zu verlegen, wird allgemein nicht ratsam sein, denn gegen Ende der Lufteinströmung, wo der Druckunterschied p_a schon sehr klein geworden ist, sollte man das Ventil nicht stärker als unbedingt nötig

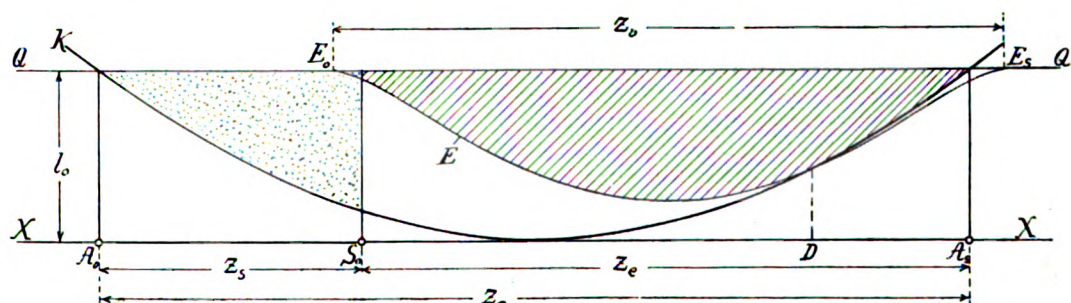


Fig. 14.

drosseln lassen. Andererseits brauchen vom Zeitpunkte D an die Spaltquerschnitte auch nicht beträchtlich größer zu sein als die jeweilig offenen Querschnitte der Auslaßöffnungen, die jetzt wesentlich für die Stärke der Drosselung mitbestimmend sind. Es empfiehlt sich also, die Ventilweglinie E der Kolbenweglinie K etwa vom Zeitpunkte D

an nahe anzuschmiegen und E_s gerade so weit hinter A_s zu legen, wie es die Ausgestaltung von E mit Rücksicht auf die Erzielung einer angemessenen Schlußgeschwindigkeit des Ventils verlangt. Läßt man E_s zu weit von A_s abstehen, so kann bei dem hier betrachteten Arbeitsverfahren sehr leicht ein Teil der Ladung durch das noch offene Ventil in den vor diesem liegenden Druckraum zurückgeschoben werden, was zu vermeiden ist. Bei Anwendung eines anderen Verfahrens läßt man allerdings das Ventil beträchtlich später als die Auslaßöffnungen schließen, um nach dem Zeitpunkte A_s mit Hilfe der Ladepumpe noch eine bestimmte Luftmenge in den Kraftzylinder hinüber zu drücken; damit sind unter gewissen Umständen besondere Vorteile zu erzielen, worauf jedoch an dieser Stelle nicht eingegangen werden soll. Nun ist es auch statthaft, das Ventil kurz vor S_0 , etwa bei E_0 , öffnen zu lassen. Das Anheben soll ja ohne merklichen Stoß, d. h. mit einer Geschwindigkeit beginnen, die entweder gleich Null oder, da praktisch doch fast immer auf eine gewisse Unstetigkeit des Überganges zu erkennen sein wird, nur ganz wenig größer als Null ist, und bei der Geringfügigkeit der Spaltquerschnitte, die demgemäß in den ersten Zeitelementen nach E_0 offen sind, wird das Ausfließen durch Drosselung stark gehemmt. Dazu kommt der bisher vernachlässigte Umstand, daß in Wirklichkeit die Beschleunigung der zuerst ausfließenden Luftmengen eine wenn auch allgemein nur sehr kleine, so doch immerhin von Null verschiedene endliche Zeit kostet. Praktisch beginnt daher das Ausfließen der Luft nicht in E_0 , sondern etwas später, wonach bei einem bestimmten Wert des von E_0 und S_0 begrenzten Zeitabschnittes S_0 als Anfang der Lufteinstromung anzusehen ist. Es muß aber vor jeder Übertreibung bei der Bemessung dieses Voröffnens des Ventils gewarnt werden, da sie bedenkliche Übelstände nach sich ziehen kann. Wenn nämlich bei E_0 der Druck der sich entspannenden Rückstände den vor dem Ventil herrschenden Druck p_2 noch beträchtlich überwiegen sollte, so dringen Rückstände in die Luftdruckleitung ein, wobei einerseits das Ventil eine mindestens überflüssige Temperaturerhöhung erfährt und andererseits, je nach der Heftigkeit, mit der die Rückstände eindringen, in der Luftdruckleitung mehr oder minder starke Schwingungen erregt werden, die das Zustandekommen eines ordnungsmäßigen Ausfließens empfindlich zu beeinträchtigen vermögen. Vermeidet man derartige Fehler bei der Festlegung der Punkte E_0 und E_s , so erhält man, wie Fig. 14 zeigt, indem man die Zeit z_v der Ventilebewegung um einen angemessenen Betrag größer als z_s wählt, insgesamt einen etwas günstigeren Verlauf der Ventilweglinie, als in dem Fall nach Fig. 12, wo E_0 mit S_0 und E_s mit A_s zusammenfällt. Wie vorher, ist der Flächenwert $f_{am}z_s$ durch die punktierte und der Flächenwert $f_{em}z_c$ durch die schraffierte Fläche maßstäblich dargestellt.

Nunmehr ermittelt man den Druckabfall $p_a = p_2 - p_1$, entwirft das Pumpendiagramm und berechnet die indizierte Leistung L_p . Andererseits stehen nach der vorher erwähnten Annahme — wenigstens im ersten Ansatz — die Zahlenwerte fest, nach denen sich das Diagramm des Kraftzylinders entwerfen und die indizierte Leistung L_k berechnen läßt. Der Wert des Verhältnisses $\frac{L_p}{L_k} = \zeta$ spielt

nun insofern eine bemerkenswerte Rolle, als er in gewissem Grade Auskunft darüber gibt, ob die grundlegenden Abmessungen annähernd richtig angesetzt sind, sobald in dieser Hinsicht brauchbare Erfahrungswerte zur Verfügung stehen. Gesetz, das sei der Fall, und es erscheine etwa der für L_p errechnete Wert als relativ zu groß, so wird man sich wohl vor allen Dingen die Frage vorlegen, ob dem vielleicht durch Vergrößerung des Ventildurchmessers

D_v abgeholfen werden kann. Sofern aber in dieser Hinsicht die äußerste als zulässig zu erachtende Grenze bereits erreicht sein sollte, wird im allgemeinen eine Herabminderung von L_p nur dadurch herbeizuführen sein, daß man das Verhältnis $l:h = \beta$ vergrößert, also eine Berichtigung des erst gewählten Wertes von β vornimmt. Dann erweist es sich aber als zweckmäßig, auch sonst noch Änderungen eintreten zu lassen, und zwar entweder die für h und D gewählten Werte oder doch wenigstens einen von ihnen zu erhöhen. Falls die Umlaufzahl n festgelegt ist, wird in der Regel an dem Wert von h nicht viel zu ändern sein, da man ja bei Fahrzeugmaschinen allgemein darauf angewiesen ist, hohe Kolbengeschwindigkeiten, also jedenfalls einen bestimmten für angemessen erachteten Wert der mittleren Kolbengeschwindigkeit $c_m = \frac{hn}{30}$ zu erstreben. Wünscht man aus diesem Grunde den einmal gewählten Wert von h festzuhalten, so nimmt bei Zunahme von β der nutzbare Kolbenweg $h_n = h - l$ sowie die Länge l_n des nutzbaren Zylinderraumes ab, und das ist ohne irgendwelchen Ausgleich mit einer Abnahme von L_k gleichbedeutend. Man kann aber einen solchen Ausgleich schaffen, indem man einmal den Zylinderdurchmesser D vergrößert, andererseits mit l_n auch l_c abnehmen läßt, und zwar in dem Maße, daß sowohl der Verdichtungsgrad $\varepsilon = \frac{l_n}{l_c}$ und daher das Diagramm des Kraftzylinders wie auch der nutzbare Zylinderraum V_n unverändert bleibt. Demgemäß müßte z. B. mit einer Zunahme von β_1 auf β_2 eine solche von D_1 auf D_2 einhergehen, und man findet, daß folgende Beziehung besteht $D_2 = D_1 \sqrt{\frac{1-\beta_1}{1-\beta_2}}$ oder allgemein $D \sqrt{1-\beta} = \text{konst}$ (45).

Hält man in dieser Weise bei Zunahme von β die indizierte Leistung L_k unverändert, so wird $\zeta = \frac{L_p}{L_k}$ rasch kleiner, zumal da mit einem Anwachsen von D auch $ab = \chi \cdot tD$ und infolgedessen die Querschnittsgröße zunimmt, die in der graphischen Darstellung nach Fig. 14 der Längeneinheit der Ordinaten gleichwertig ist. Aber der Vergrößerung von D sind bestimmte Schranken gesetzt; je mehr das Hubverhältnis $h:D$ für eine geforderte Leistung abnimmt, desto größer pflegen relativ die Schwierigkeiten zu werden, die der Verwirklichung einer betriebssicheren und wirtschaftlich vorteilhaften Kühlung entgegenstehen, und desto mehr schwindet allem Anschein nach die Aussicht, während des Spülens und Ladens die Vermischung von Rückständen und Luft auf ein erträgliches Maß einschränken zu können. Dem erfahrenen Konstrukteur gegenüber dürfte eine Begründung dieser Ansicht, die übrigens hier zu weit führen würde, entbehrlich sein. Nach mehreren an großen Oechelhaeuser-Maschinen angestellten Untersuchungen war etwa $\zeta = 0,07$, vielleicht auch noch etwas weniger, als wirtschaftlich günstigster Wert anzusprechen, was aber nicht die untere Grenze bedeutet, die überhaupt erreicht werden kann. Von erfahrenen Konstrukteuren der Körtingschen Zweitaktmaschine ist dem Verfasser mitgeteilt worden, daß bei dieser der wirtschaftlich günstigste Wert von ζ , der übrigens auch erzielt werde, beträchtlich unter 0,07 liege; in dem Umstand, daß die beiden Maschinenbauarten hinsichtlich der Arbeitsweise der Ladepumpen voneinander abweichen, mögen allerdings gewisse Unterschiede der erwähnten Art begründet sein. Wie groß solche im besonderen ausfallen, hat für die hier anzustellenden Betrachtungen wenig zu sagen. Die Feststellung der in der baulichen Ausgestaltung einer Maschine zu erzielenden wirtschaftlich günstigsten Verhältnisse gehört bekanntlich zu den schwierigsten Auf-

gaben, die sich dem Konstrukteur darbieten, und läßt sich in der Regel nur mit Hilfe zahlreicher, bestens geordneter Erfahrungswerte einigermaßen befriedigend durchführen. Es bleibt also zunächst ungewiß, was sich in dieser Beziehung bei Fahrzeugmaschinen erreichen läßt, doch brauchen darin noch keine wesentliche Bedenken erkannt zu werden. Die sich für ζ ergebenden Werte müßten schon ganz über Erwarten hoch geraten, um aus wirtschaftlichen Gründen eine Verzichtleistung auf die der Zweitaktmaschine eigenen betriebstechnischen Vorzüge unter allen Umständen zu rechtfertigen. Man wird sich schätzungsweise bei ersten Ausführungen selbst mit etwa $\zeta = 0,15$ zufrieden geben und wahrscheinlich bald bedeutend geringere Werte erzielen können.

Der besprochene Ermittlungsgang erscheint so roh und unvollkommen, daß vielleicht manche Praktiker sagen werden, man komme wohl ebenso schnell und müheloser fort, wenn man alle die Umständlichkeiten derartiger Berechnungen über Bord werfe und sich fürs erste nur auf sein konstruktives Gefühl verlasse. Darüber zu streiten, wäre müßig; ob die in den Hauptzügen gekennzeichnete Berechnungsweise für erste Ausführungen mehr oder weniger brauchbar ist, spielt eine ziemlich untergeordnete Rolle. Es lag keineswegs die Absicht vor, hier irgendwelche Rezepte aufzuschreiben, nach denen eine Zweitaktmaschine sozusagen aus nichts hervorgebracht werden kann. Vielmehr sollten die erörterten Beziehungen, die ja zum größten Teil altbekannt sind, in einem bestimmten Zusammenhang dargestellt werden, dessen grundlegende Bedeutung hervortritt, sobald man in der Lage ist, zuverlässige Erfahrungswerte an die Stelle der Zahlen zu setzen, die zuerst nach mehr oder minder unsicheren Schätzungen gewählt werden mußten.

Für eine gegebene Maschine möge der Linienzug BCD in Fig. 15 ein auf dem Luftsammelbehälter indiziertes und danach berichtigtes Zeitdiagramm darstellen, in dem AL die atmosphärische Linie bedeutet, so daß also der im

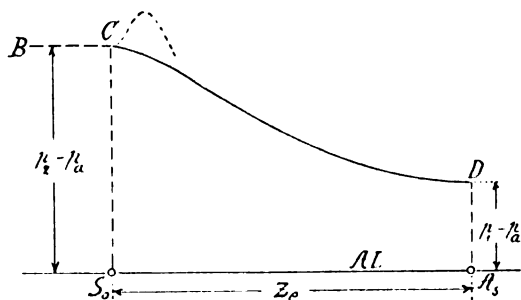


Fig. 15.

Behälter herrschende Überdruck als Funktion der Zeit erscheint. Nach der betreffs der Anordnung der Ladepumpe gemachten Voraussetzung ist die Verdichtung in dem vor S_0 liegenden inneren Totpunkt bereits beendet, und es werde angenommen, daß von da an der im Sammelbehälter herrschende Druck p_2 bis zum Beginn des Ausfließens konstant bleibe, wonach BC eine der X -Achse parallele Gerade ist. Das trifft zwar nicht vollständig zu, da die Temperatur T_2 höher liegt als die mittlere Temperatur der Gefäßwände, so daß ein Wärmeübergang und damit eine Druckabnahme bei konstantem Volumen V stattfindet. Diese belief sich aber bei denjenigen vom Verfasser untersuchten Zweitakt-Gasmaschinen, deren Ladepumpe in der hier vorausgesetzten Weise angeordnet war, auf durchschnittlich nur etwa 3,5 % bis 4,5 % des beim Ende der Verdichtung im Sammelbehälter herrschenden Druckes. Allerdings geht mit der Verringerung der Maschinenabmessungen allgemein eine Zunahme des Verhältnisses

einher, in dem der Flächeninhalt der Gefäßwände zu der Menge der aufgespeicherten Luft steht, und überdies wird die Geschwindigkeit des natürlichen Luftzuges während der Fahrt eine wirksamere Außenkühlung bedingen, so daß unter Umständen bei den hier zu betrachtenden Maschinen in der Zeiteinheit relativ mehr Wärme übergehen und dementsprechend eine etwas stärkere Druckabnahme erfolgen wird. Übt man aber, worauf schon früher hingewiesen wurde, die Vorsicht, den Kolbenhubraum der Ladepumpe reichlich zu bemessen und sich die Möglichkeit des Einregelns durch Anordnung einer Rücklaufleitung mit verstellbarem Drosselorgan zu sichern, so wird man auf jeden Fall den gewünschten Wert von p_2 erhalten können. Einer Vernachlässigung dieser Druckabnahme die sich ja schließlich auch durch Umkleidung der Druckleitung mit Wärmeschutzmitteln einschränken läßt, dürften daher zunächst wohl keine Bedenken entgegenstehen.

Wenn bei C der Druck zuerst ansteigt und nach Erreichung eines Höchstwertes wieder abfällt, so daß im Diagramm ein Höcker entsteht, wie er durch die gebrochene Linie angedeutet ist, so darf dies als sicheres Anzeichen dafür gelten, daß im Zeitpunkte S_0 die Rückstände noch nicht genügend entspannt sind, also ein Teil von ihnen durch das Ventil in die Luftdruckleitung eindringt. Zur Beseitigung dieses Mißstandes kann man, falls es sich nur um eine geringfügige Berichtigung handelt und etwa z_e reichlich groß sein sollte, daran denken, die Steuerung des Ventils so zu ändern, daß E_0 (vgl. Fig. 14) und S_0 weiter nach rechts rücken, also z_e um einen gewissen Betrag abnimmt und z_s um ebensoviel wächst; der Inhalt der punktierten Fläche nimmt dann zu, und es wird sich für den Druck der Rückstände im Zeitpunkte S_0 ein kleinerer Wert einstellen. Wenn sich aber auf diese Weise der Höcker im Diagramm nicht vollständig unterdrücken läßt oder von vornherein eine Verminderung der Einströmungszeit z_e nicht ratsam erscheinen sollte, so wird man in der Regel am besten die Auslaßöffnungen nach dem Verdichtungsraum hin erweitern, also l_0 vergrößern, wonach bei $z_e = \text{konst}$ (Fig. 14) A_0 nach links, A_s und S_0 um den gleichen Betrag nach rechts rücken, also der Inhalt der punktierten Fläche rasch zunimmt. Man erhält unter sonst gleichen Umständen eine etwas geringere Leistung, woran bei gegebenem Zylinder nichts zu ändern ist, doch wird es sich nur in solchen Fällen, wo die Verhältnisse ursprünglich sehr ungünstig gewählt waren, um größere Verluste dieser Art handeln. Für weitere Ausführungen ist dann festzustellen, bis zu welchem Grade sich durch Vergrößerung des Zylinderdurchmessers, wie vorher erwähnt, ein Ausgleich herbeiführen läßt.

Sollte man finden, daß der Inhalt der schraffierten Fläche ursprünglich zu klein bemessen worden ist, so ergibt sich dafür ebenfalls aus den vorher angedeuteten Erwägungen der Weg zur Abhilfe. Ob in dieser Beziehung bemerkenswerte Unzulänglichkeiten vorhanden sind, ist im Diagramm sehr einfach daran zu erkennen, daß für p_2 und insbesondere für p_1 unerwünscht hohe Werte erhalten werden. Man denke sich eine Maschine in normalem Betriebe, deren Einlaßventil so bemessen sein und gesteuert werden möge, daß die von der Ladepumpe geförderte Luftmenge Q_s bei jedem Arbeitsspiel ordnungsmäßig ausfließt und der Druckabfall, wie das schon im Abschnitt II als erstrebenswert bezeichnet worden ist, mit einem Druck p_1 endet, der den im Kraftzylinder herrschenden Gegendruck p_A nur wenig übertrifft. Nun werde die Steuerung plötzlich so geändert, daß eine niedriger verlaufende Ventilweglinie oder ein kleinerer Wert von z_e oder beides, kurz ein merklich geringerer Inhalt der schraffierten Fläche erhalten wird. Dann fließt beim nächsten Arbeitsspiel nicht mehr die ganze Fördermenge der Ladepumpe, sondern nur ein Teil davon

aus, und für p_1 ergibt sich ein etwas höherer Wert als vorher. Infolgedessen wächst aber, wie ein Blick auf das Pumpendiagramm Fig. 10 zeigt, auch p_2 um ein geringes, und das setzt sich so lange fort, bis p_2 genügend gestiegen ist, um den Anfangsbedingungen zu entsprechen, unter denen die von der Ladepumpe getörderte Luftmenge wieder vollständig ausfließt. Diese nimmt übrigens bei wachsendem p_2 ab, allerdings nur um relativ sehr unbedeutende Beträge; der Leistungsbedarf L_p nimmt zu, und die Verhältnisse werden insgesamt ungünstiger. Man erkennt auch, daß der mit dem Ausfließen einhergehende Druckabfall desto kleiner wird, je höher p_2 steigt, daß also bei der betrachteten Änderung p_1 schneller als p_2 zunimmt, und falls sich diese innerhalb des vom Regler beherrschten Bereiches der Umlaufzahlen bei konstanter Nutzbelastung abspielt, so muß wegen des Anwachsens von L_p die Umlaufzahl abnehmen. Schließlich würde ohne weitere Einflüsse ein neuer Beharrungszustand eintreten, aber in Wirklichkeit sind solche fast immer tätig; bekanntlich können äußere Umstände vielartige und oft auch beträchtliche Änderungen der Umlaufzahl herbeiführen. Diesen wirkt dann die vorher erwähnte Änderung der Drucke bis zu einem gewissen Grade entgegen. Denn es ist z. B. eine Zunahme von n , die etwa einer Verminderung der Nutzbelastung folgt, gleichbedeutend mit einer Abnahme von z_e , diese aber bedingt ihrerseits eine Erhöhung von p_2 , also eine Steigerung des Leistungsbedarfs L_p und damit auch eine solche der Gesamtbelastung. Daher kann aus diesem Zusammenhange innerhalb bestimmter Grenzen eine Vermehrung der Stabilität des Betriebszustandes hervorgehen. Es fragt sich indessen noch sehr, ob und inwieweit dieser Umstand als besondere Annehmlichkeit gelten darf. Bei großen Gasmotoren hat sich eine merkwürdige Veränderlichkeit der Drucke p_1 und p_2 durchweg als wenig schätzbar erwiesen, was allerdings zum Teil damit zusammenhängen kann, daß hinsichtlich ihrer quantitativen Erforschung, der überaus große Schwierigkeiten im Wege zu stehen scheinen, noch so gut wie gar nichts ausgerichtet worden ist und daher ihre Beherrschung an Unzulänglichkeiten der Erkenntnis scheitern mag. In besonderen Fällen war eine Verbesserung der Wirkungsweise des Reglers festzustellen, nachdem man die Einströmungszeit z_e und den mittleren Querschnitt f_{em} des Lufteinlaßorgans vergrößert und dadurch die ursprünglich vorhandene Veränderlichkeit der Drucke stark eingeschränkt hatte. Es wäre indessen denkbar, daß diese Veränderlichkeit in anderen Fällen weit besser mit der Wirkungsweise des Reglers bzw. der gesamten Regelungsvorrichtung in Einklang stehen und sie vielleicht gar unterstützen könnte. Ähnliche Verhältnisse liegen übrigens auch bei Viertaktmaschinen infolge des Umstandes vor, daß die dynamischen Widerstände des Ansaugens und Verdrängens mit der Umlaufzahl veränderlich sind. Endlich ist es nicht ausgeschlossen, daß eine bei allen Verbrennungskraftmaschinen bekannte, noch keineswegs genügend aufgeklärte Eigentümlichkeit, nämlich das Streuen der auf dem Kraftzylinder indizierten Diagramme, zu dem Zusammenhange zwischen Geschwindigkeits- und Druckänderungen in gewisser und vielleicht sogar enger Beziehung steht¹⁾.

Es möge gestattet sein, hier eine Bemerkung einzufügen, die auch im Hinblick auf einzelne der noch folgenden Erörterungen vielleicht erwägenswert sein wird. In solchen Fällen, wo der Konstrukteur darauf gefaßt sein muß, besonders verwickelten und wenig durchsichtigen Erscheinungsfolgen zu begegnen, wird er sich durchaus berechtigt fühlen dürfen, für erreichbar scheinende Vereinfachungen

¹⁾ Vgl. dazu W. Borth, Untersuchungen über den Verbrennungsvorgang in der Gasmotoren. Mit Mitteilungen über Forschungsarbeiten; Verein d. I. Heft 55.

des Arbeitsvorganges nötigenfalls einen Mehraufwand an Mitteln einzusetzen oder sonstwie gewisse Opfer zu bringen, selbst wenn er nicht in der Lage sein sollte, jetzt schon die dabei zu erlangenden Vorteile genau und vollständig zu umgrenzen. Denn vielfach vermögen sorgfältig durchdachte Maßnahmen dieser Art mittelbar dem Fortschritt wichtige Dienste zu leisten, insofern nämlich, als der vereinfachte und demgemäß der Erforschung zugänglichere Arbeitsvorgang sich eher durchschauen und dann auch in seiner Durchführung sicherer beherrschen läßt. Diesen Standpunkt haben sich in den letzten Jahrzehnten viele einsichtige und sorgsam arbeitende Konstrukteure zu eigen gemacht, aber andererseits scheint seine Bedeutung auch noch von manchen Fachgenossen verkannt zu werden, und deren Urteil über bestimmte Maschinenbauarten kann dann leicht in die Irre gehen. So ist es gewiß nicht in jedem Falle gerechtfertigt, die Einfachheit und Betriebssicherheit ausschließlich oder auch nur vorwiegend nach der Zahl und der Einfachheit ihrer Elemente oder insgesamt nur nach äußeren Merkmalen zu beurteilen. Solche Urteile sind aber gar nicht selten und auch in der jüngeren Zeit gefällt worden, ohne auch nur durch einen Hinweis die Tatsache zu würdigen, daß gewisse Anordnungen, die rein äußerlich wohl als umständlich erscheinen mochten, eben den Zweck erfüllten, Einzelheiten des Arbeitsvorganges beträchtlich einfacher zu gestalten, als wohl ohne ihre Anwendung ermöglicht worden wäre, und daß sie dadurch der Entwicklung dienlich gewesen sind.

Was nun die vorher erwähnte Veränderlichkeit der Drucke p_1 und p_2 betrifft, so scheint es aus den angegebenen Gründen ratsam zu sein, sie zu unterdrücken. Man erreicht das, indem man die schraffierte Fläche in Fig. 14 so groß bemißt, daß bei der höchsten in Betracht kommenden Umlaufzahl der Druckabfall sehr nahe an p_A herangeht, z. B. $p_1 - p_A = 0,05$ bis $0,1$ erhalten wird. Dann ergibt sich bei jeder beliebigen Umlaufzahl für die auf ein Arbeitspiel entfallende Ausflußmenge wenigstens sehr angenähert ein und derselbe Wert, und die Drucke p_1 und p_2 ändern sich höchstens noch um praktisch ganz belanglose Beträge. Nun müssen Fahrzeugmaschinen im Gegensatz zu den meisten ortsfesten Maschinen unter Umständen mit sehr verschiedenen Geschwindigkeiten betrieben werden können, und es kann zutreffen, daß wenigstens vorübergehend eine Umlaufzahl eingehalten werden soll, die weit unterhalb der höchst erreichbaren liegt. Bei solchen beträchtlichen Änderungen stellen sich, sofern das Einlaßventil unveränderlich gesteuert wird und auch sonst keine Eingriffe stattfinden, je nach der Umlaufzahl — und zwar auch bei $p_2 = \text{konst}$ —, mehr oder minder starke Abweichungen in bezug auf den Verlauf der Druckabfalllinie im Diagramm ein, was mit Rücksicht auf die Brennstoffzuführung unerwünscht sein kann und dann verhindert werden muß. Im folgenden Abschnitt wird sich Gelegenheit bieten, darauf näher einzugehen.

Für die Auswertung eines Diagramms nach Fig. 15 sind noch verschiedene Einzelheiten bemerkenswert, die jetzt besprochen werden sollen. In Fig. 16 stelle die Kurve II wieder das auf dem Sammelbehälter indizierte und berichtigte Diagramm dar, das durch Eintragen der X-Achse im Abstand p_A von AL ergänzt werde. Da T_2 bestimmbar ist, so lassen sich auch unter der Voraussetzung adiabatischer Änderung die zu beliebig vielen anderen Drücken gehörigen Temperaturen berechnen, und es kann dann die Temperaturlinie I in irgendeinem passenden Ordinatenmaßstabe, auf dieselbe X-Achse bezogen, eingezeichnet werden. Für irgendein Element dz der Zeit z , ist das Gewicht der die Druckleitung erfüllenden Luft $\varrho_v = V\gamma$, worin $\gamma = \frac{10\,000}{R} \frac{p}{T}$. Danach kann man für beliebig viele Zeitpunkte aus den

Linien I und II die Werte von ϱ_z berechnen, und wenn man auch diese, wiederum auf die nämliche X-Achse bezogen, in besonderem Maßstabe einträgt, so erhält man die Kurve III. Zieht man $MN \parallel X$ -Achse, so geben irgend-

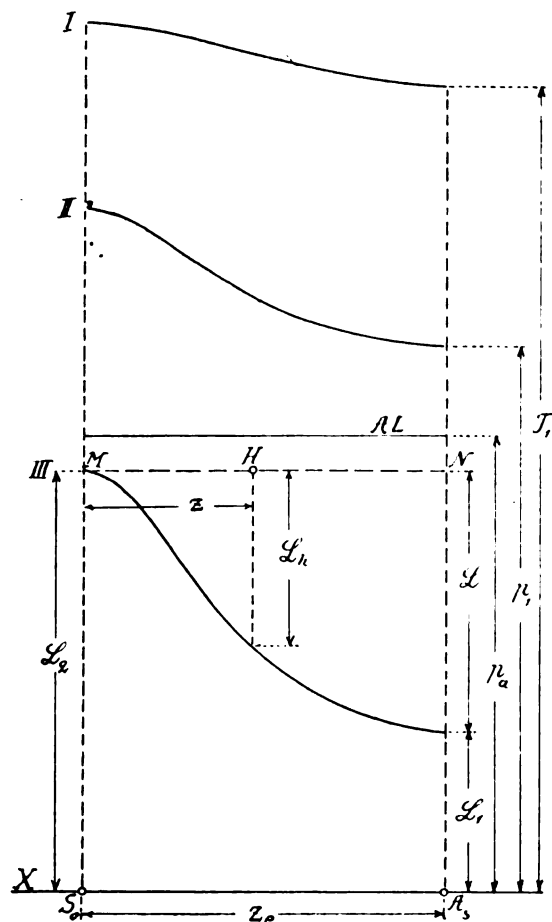


Fig. 16.

welche von MN und III begrenzte Strecken parallel der Y-Achse maßstäblich ebenso viele Luftmengen an, die in den entsprechenden Zeitpunkten ausgeflossen sind; in H z. B., also nach Ablauf der Zeit z , beträgt die Ausflußmenge ϱ_h . Bei der praktischen Durchführung einer solchen Auswertung empfiehlt es sich, die Kurve der Ausfluß-

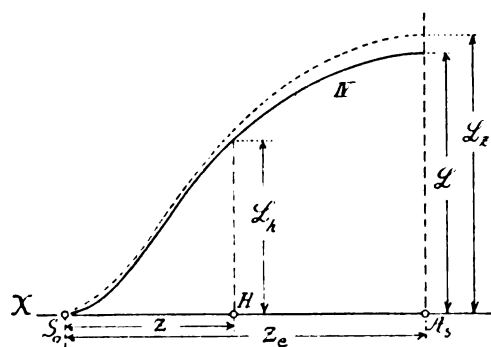


Fig. 17.

mengen unmittelbar als besonderes Diagramm nach Art der Fig. 17 aufzuzeichnen.

Hat man die für ein Arbeitsspiel ausfließende Luftmenge ϱ_z mit Hilfe einer Volumenmessung bestimmt, so wird man finden, daß davon die aus dem Diagramm hervorgehende Ausflußmenge ϱ etwas abweicht. Die Erklärung dafür liegt nahe; die Voraussetzung einer adiabatischen

Zustandsänderung gewährt zwar durchweg praktisch genügende Annäherungen, trifft aber niemals mit aller Strenge zu. Aus Untersuchungen ähnlicher Art, die an großen Zweitakt-Gasmaschinen durchgeführt wurden, ergab sich durchschnittlich ein nur geringer Unterschied zwischen ϱ_z und ϱ . In einzelnen Fällen waren allerdings merklich größere Abweichungen festzustellen, und es gelang nicht immer, den Ursprung eines solchen Mangels an Übereinstimmung mit den übrigen Ergebnissen aufzufinden. Jedenfalls erschien es zulässig, näherungsweise mit adiabatischer Änderung zu rechnen, und das ist auch später geschehen, ohne daß irgendwelche Unzuträglichkeiten nachweisbar daraus entstanden wären. Sollten sich aber bei der Untersuchung raschlaufender Zweitaktmaschinen Unterschiede zwischen ϱ und ϱ_z herausstellen, die man nicht vernachlässigen zu dürfen glaubt, so kann man daran denken, schätzungsweise, wie dies in Fig. 17 durch die gebrochene Kurve angedeutet ist, eine Berichtigung vorzunehmen, wobei beachtet zu werden verdient, daß die größten Abweichungen von der betreffs der Zustandsänderung gemachten Voraussetzung allgemein gegen Ende des Ausfließens zu erwarten sein werden; hier ist die Ausflußgeschwindigkeit in starker Abnahme begriffen, und außerdem hat die Lufttemperatur den Mittelwert der Wandungstemperatur bereits unterschritten, so daß die Bedingungen für das Auftreten eines merklichen Wärmeüberganges günstiger sind als vorher. Eine brauchbare Annäherung dürfte sich auch in der Weise erzielen lassen, daß man auf Grund der zu Fig. 16 angegebenen Beziehungen rückwärts nach ϱ_z den Wert von T_1 berichtigt, dann eine polytropische Änderung mit dem Exponenten m voraussetzend dessen Wert aus $\frac{m}{m-1} = \frac{\log p_1 - \log p_2}{\log T_1 - \log T_2}$ berechnet,

die Temperaturlinie I berichtigt und endlich die Kurve der Ausflußmengen von neuem herleitet. Diese und ähnliche Erwägungen mögen indessen als verfrüht erscheinen, bevor eine größere Anzahl zuverlässiger Versuchswerte erkennen läßt, ob tatsächlich eine Berichtigung von praktisch nennenswerter Bedeutung ist oder nicht.

Vorläufig werde angenommen, es sei ein Diagramm der in Fig. 17 gekennzeichneten Art hergeleitet worden, das die Ausflußmenge als Funktion der Zeit mit völlig befriedigender Annäherung darstellt. Dies vermag dann wahrscheinlich als Ausgangspunkt für weitere einfache Ermittlungen, von denen eine hier und eine zweite im nächsten Abschnitt besprochen sei, gute Dienste zu leisten. Nach den Gleichungen 37 und 40 ist die Luftmenge $d\varrho$, die in dz ausfließt,

$$d\varrho = \gamma_e u u f_e dz \quad (46),$$

wonach

$$u u = \frac{v_e d\varrho}{f_e dz} \quad (47).$$

Da unter den Verhältnissen, wie sie wohl durchweg zu erwarten sind, selbst der größte Druck p_2 im Sammelbehälter noch entschieden kleiner als 2 [at] sein wird, so dürfte vermutlich auch bei dem wirklichen Verlauf des Ausfließens das spezifische Volumen v_e im Querschnitt der stärksten Einschnürung so wenig veränderlich sein, daß man es ohne belangreiche Fehler als konstant betrachten kann. Der veränderliche Spaltquerschnitt f_e ist als Funktion der Zeit durch die Ventilweglinie gegeben, und der Differentialquotient $\frac{d\varrho}{dz}$ ist als Funktion der Zeit

ohne viel Mühe dadurch zu erhalten, daß man die Kurve der Ausflußmengen unter Verwendung eines geeigneten Gerätes differenziert. Bekanntlich spielt diese Aufgabe, eine gegebene Kurve zu differenzieren, besonders oft bei

wärmetheoretischen Untersuchungen¹⁾ aber auch sonst vielfach in der Auswertung maschinentechnischer Versuche²⁾ eine Rolle, und es hat sich dafür u. a. der Spiegelderivator als brauchbar erwiesen, über den an anderer Stelle³⁾ berichtet ist. In Fig. 18 bedeutet IV die Kurve der Ausflusssmengen, V deren Ableitung und E die Ventilweglinie; durch Multiplikation mit $\frac{v_s}{f_e}$ wird eine Kurve VI,

Fig. 19, erhalten, die μu als Funktion von z angibt. Offenbar ist nun der Verlauf aller dieser in den Fig. 16 bis 19

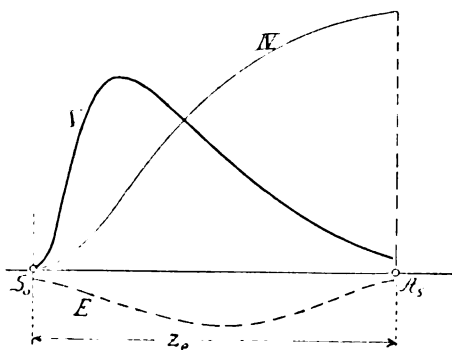


Fig. 18.

dargestellten Kurven, sofern für p_d und z_e feststehende Werte vorausgesetzt werden, mit dem Verlauf der Ventilweglinie E veränderlich, und diese kann für irgendeinen bestimmten Wert des mittleren Spaltquerschnittes verschiedenartig gestaltet sein, ein Umstand, der im vorigen noch unberücksichtigt geblieben ist. Führt man für das veränderliche Produkt μu eine einzige Formelgröße ein,

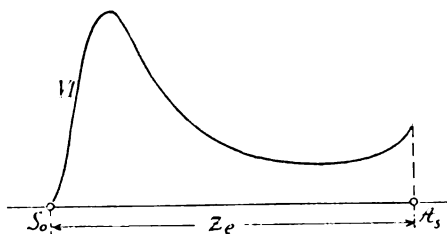


Fig. 19.

indem man etwa $\mu u = \Omega$ setzt, so kann man die Gleichung 40 in folgender Form schreiben

$$\Omega_z = \gamma_e \Omega_r / f_{em} z \dots (48),$$

worin Ω_r einen resultierenden Wert von Ω bedeutet, den man lediglich auf den mittleren Spaltquerschnitt bezieht. Inwieweit dies näherungsweise zulässig ist, darüber lassen sich wahrscheinlich mit Hilfe der zuletzt erwähnten Auswertung, die ja den Wert von Ω_r im konkreten Fall zu ermitteln gestattet, gewisse Aufschlüsse erlangen. Denn für das Ventil wird man wohl meist eine Nockensteuerung verwenden, und wenn dann zunächst unrunde Scheiben für auswechselbare Nocken vorgesehen werden, so kann man innerhalb gewisser Grenzen den Verlauf der Ventilweglinie, ohne z_e und i und daher auch f_{em} zu ändern, verschiedenartig gestalten und festzustellen, welchen Einfluß die Unterschiede in der Nockenform auf den Wert von Ω_r haben. Ähnliche Ermittlungen sind in bezug auf Gasmaschinen früher vom Verfasser versucht worden, allerdings mit unzulänglichen Hilfsmitteln, so daß sie bald

¹⁾ Vgl. R. Plank Gleichungen und Tabellen für gesättigte und überhitzte Stickstoffdämpfe. Physikalische Zeitschrift 1910.

²⁾ Vgl. A. Gramberg, Wirkungsweise und Berechnung der Windkessel von Kolbenpumpen; im Druck. Z. d. V. d. I.

³⁾ Der Spiegelderivator und seine Anwendung. Physikalische Zeitschrift 1909.

aufgegeben werden mußten; vor allem machte sich dieser Mangel bei der Berichtigung der indizierten Diagramme in ganz unerträglichem Maße bemerkbar. Nachdem aber neuerdings ein Teil der Schwierigkeiten beseitigt worden ist, schien es immerhin angebracht zu sein, auf diesen Weg der Auswertung, der keineswegs mehr für ungangbar erachtet werden kann, kurz hinzuweisen.

(Fortsetzung folgt.)

Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschraubenprüfung auf der Ila.¹⁾

Von Paul Béjeuhr, Göttingen.

Wie schon in Heft 1 bis 4 des Jahrgangs 1910 dieser Zeitschrift näher auseinander gesetzt, sollte die Wissenschaftliche Kommission der Ila Wettbewerbe ausfindig machen, die geeignet wären, die Gesamtinteressen der Luftschiffahrt zu fördern; finanzielle Unterstützung wurde seitens der Leitung in Aussicht gestellt; ein Ergebnis dieser Bestrebungen war die fahrbare Prüfeinrichtung für Luftschrauben, die nach den Entwürfen von Herrn Professor Dr. Prandtl-Göttingen in kürzester Zeit fertiggestellt wurde. Wegen der Details der Anlage darf ich wohl auf die oben erwähnte Veröffentlichung hinweisen, ein Gesamtbild, Fig. 1, möge die Einrichtung noch einmal vor Augen führen.

Für die Bewertung der einzelnen Luftschrauben ist es notwendig, folgende Größen möglichst einwandfrei zu messen: den axialen Propellerschub P (Nutzkraft des Propellers), das zum Betrieb des Propellers aufgewandte Drehmoment M , die Relativgeschwindigkeit v der Propellerachse gegen die umgebende Luft und die minutliche Tourenzahl n bzw. die Winkelgeschwindigkeit $\omega = \frac{2\pi n}{60}$.

Die Messung von Propellerschub und Drehmoment wird dadurch ermöglicht, daß sich das durch eine Kardanwelle angetriebene obere Kegelhädergetriebe durch drehbare Lagerung in einem beweglichen Parallelogramm sowohl in Richtung der Propellerachse verschieben, als auch um diese Achse drehen kann. Beide Bewegungen sind durch zwei nach unten führende Stangen gehemmt, deren unteres Ende auf dem gut eingeschliffenen Kolben eines Öldruckzylinders aufruhet. Da alle Gelenke dieses Mechanismus in sorgfältigster Weise als Kugellager ausgebildet sind, sind die an den Stangen erzeugten Reaktionen sehr genau dem Schub und dem Drehmoment proportional. Diese Reaktionen werden nun mittels der Meßzylinder (mit zwei ineinander laufenden Kolben für große und kleine Übersetzung) und Öldruckleitung auf Zeigermanometer zum Ablesen und Registriermanometer zum selbsttätigen Aufzeichnen übertragen.

Die zwei anderen Größen werden durch einen Chronographen elektrisch aufgeschrieben, und zwar vermitteln geeignete Kontaktvorrichtungen eines Schalenkreuz-Anemometers, der Motorwelle und der Wagenachse jeweilig das Schließen und Öffnen eines Stromes. Nun bewegt ein Uhrwerk mit ungefähr 13 mm/Sek. einen Papierstreifen über eine Trommel unter vier Schreibhebeln hinweg, die ihrerseits durch Elektromagnete betätigt werden; als Schreibstifte dienen Nadeln, die bei einem Stromstoß ein Loch in den Papierstreifen drücken; bei länger andauerndem Stromschluß werden Lochreihen geschrieben, da die Schreibhebel mit Unterbrecher ähnlich wie bei elektrischen Klingeln versehen sind, wodurch ein Einreißen des Papiers ver-

¹⁾ Ein ausführlicher Bericht ist im zweiten Band der Denkschrift der I. Internationalen Luftschiffahrt-Ausstellung (Ila) erschienen.

mieden wird. So wird durch das Anemometer die Relativgeschwindigkeit v , durch die Vorrichtung der Motorwelle indirekt die Propellertourenzahls n festgelegt, die Wagenachse verzeichnet ihre Umdrehungen, um eine Kontrolle für die Gleichförmigkeit eines Versuchs zu haben und die letzte Aufschreibung (die der Kontaktuhr) legt erst den Zeitmaßstab zum Vergleichen der Aufschreibungen fest, und zwar gleichzeitig auf beiden Blättern. 9 Sekunden werden auf dem Chronographenpapier verzeichnet, die zehnte erscheint hier als Lücke, auf dem Manometer-Bulletin aber als Ausschlag, so daß sich ein exaktes Zusammenlegen ergibt.

Diese fahrbare Prüfeinrichtung wurde nach den ersten Vorarbeiten im Januar vorigen Jahres zur Austragung eines vom Kgl. Preuß. Kriegsministerium ausgeschriebenen Luftschrauben-Wettbewerbes für deutsche Einsender benutzt, im März und April desselben Jahres zu einem ähnlichen von der »Ila« veranstalteten, das aber international war. Die Ergebnisse dieser Wettbewerbe, soweit es sich um die siegenden Schrauben handelte, sind bereits in Heft 21, S. 273 ff. bekannt gegeben, so daß an dieser Stelle auf eine Wiederholung verzichtet werden kann.

Die interessanteren Luftschrauben dieser Wettbewerbe sind nach ihren Konstruktionsmerkmalen in einer Tabelle zusammengefaßt, zu deren Ergänzung vielleicht noch folgendes hervorzuheben ist: Der von Groß-Ems entworfene Propellermechanismus soll eine während der Fahrt vom Führerstand zu betätigende Umsteuerbarkeit bezwecken; die Flügel bestehen aus einem Gerippe von zwei gegeneinander verdrehbaren Holzstäben, die durch einen elastischen Stab verbunden sind (eben der Reversierbarkeit wegen); die Fläche wird von Ballonstoff gebildet, der sich wohl im Betriebe einwölbt; das Nabenmaterial ist Rübbronze.

Bei der 5 m Durchm. Luftschraube des Oberbaurats Rettig (Fig. 1) schließen sich an die vielleicht etwas reichlich dimensionierte Holznahe vier hohlgearbeitete Flügel an, die in diesen Abmessungen eine hervorragende Leistung moderner Holzverarbeitung darstellen. Über Profile, den einzelnen Querschnitten entsprechend, die gleichzeitig zur Verstärkung dienen, sind dünne Fourniere verlegt, und zwar in schrägen Schichten übereinander, so daß eine völlig hinreichende Festigkeit entsteht. Beide Flächen sind sauber geglättet und poliert. Die Austrittskanten sind äußerst scharf ausgebildet, so daß ein Transportieren der Schraube nur mit größter Vorsicht möglich ist, wenn nicht erhebliche Beschädigungen der dünnen Fourniere eintreten sollen. Im montierten Zustand dagegen widersteht der Propeller allen Witterungseinflüssen und äußeren Kräften sehr gut. Zwei infolge des vorjährigen Unfalles zerbrochene Flügel sind ohne Schwierigkeit wieder repariert bzw. ausgewechselt

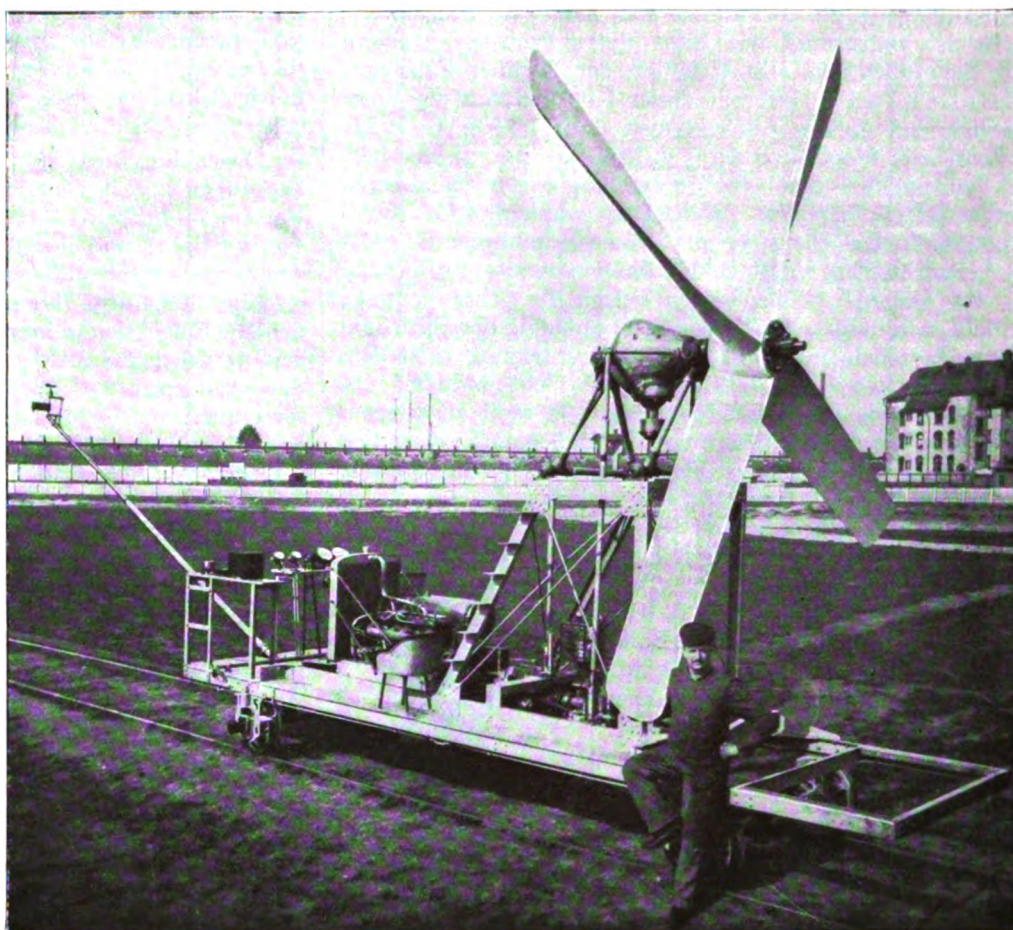


Fig. 1. Gesamtansicht des Wagens mit einem 5 m-Durchm.-Propeller von Oberbaurat Rettig kurz vor dem Fahrversuch.

worden, was jedenfalls sehr zugunsten der Konstruktion spricht. (Es mußte lediglich ein späteres Ausbalancieren

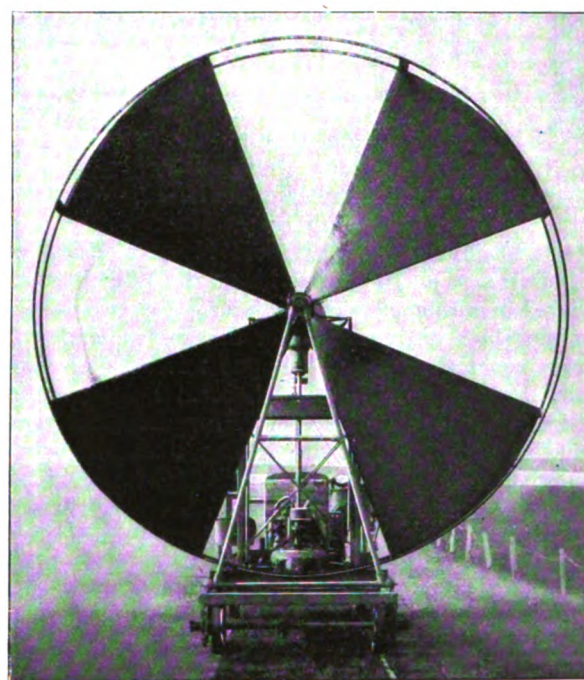


Fig. 2. Prüfwagen mit 5 m-Ruthenberg-Schraube. Rückansicht.

durch Ausgießen mit Blei erfolgen.) Der in gleichen Abmessungen gehaltene Konkurrent war die 5 m-Ruthenberg-

Schraube (Fig. 2). Bei dieser war nicht die Flügelbreite konstant angeordnet wie beim Rettig-Propeller, sondern die Schraubentiefe. Ihr Erfinder, der Berliner Fabrikant **Ruthenberg**, hat mit dieser Konstruktion die Wege gezeigt, bei großen Abmessungen doch leichte Gewichte zu erzielen; wiegt doch der 5 m-Propeller nur 34 kg. Dies ist hauptsächlich durch die Verwendung zweier den äußeren Spitzenkreis bildender Rohr felgen erreicht, die durch Speichenkreuze ebenfalls aus feinem Stahlrohr mit der Nabe verbunden sind. Bildet die senkrechte Entfernung — der Abstand — der beiden Felgen die Schraubentiefe, so läßt sich durch entsprechende Verdrehung der Speichenkreuze gegeneinander die gewünschte Steigung einstellen, d. h. nur vor der Fertigmontage, nicht während des Betriebes (wie häufig zu lesen ist). Je zwei zusammengehörige Speichen werden nun mit Ballonstoff verbunden und bilden so die aktive Flügelfläche, also eine gemeine Schraubenfläche. Eine Anzahl feiner Spanndrähte gibt diesem Gefüge die nötige Festigkeit, gewährleistet auch jederzeit ein Nachspannen, bietet aber recht viel Luftwiderstand. Der Witterungsbeständigkeit halber ist der Ballonstoff mit Leinölfirnis getränkt, was sich während der langen Versuche gut bewährte.



Fig. 3.
Kl. Reißner.

Ich möchte hier nur kurz auf die große Sicherheit gegen Auseinanderfliegen hinweisen, die diesem Propeller innewohnt, ferner auf die leichte Ausbesserungsfähigkeit und nicht zum mindesten das geringe Gewicht. Außen durchlaufende Kränze sind daher wegen der Festigkeit und Leichtigkeit der Propeller durchaus vorteilhaft, aber sie setzen ihrer Unzerlegbarkeit wegen jeglichem (Bahn-) Transport große Schwierigkeiten entgegen.

Daß sich sowohl in Holz als auch in reiner Metallausführung leichte und gute Konstruktionen herstellen lassen, zeigt Professor Reißner-Aachen mit seinen bei-



Fig. 4.
Gr. Reißner.

den Luftschrauben (Fig. 3, 4); die kleinere, deren eigenartige, bis scharf an die Achse heran die Flügelfläche ausnutzende Linienführung die Abbildung gut erkennen läßt, ist aus einzelnen durch die Achse hindurchgehenden Holzschichten zusammengesetzt, die gut miteinander verleimt und auf der ganzen Fläche mit einem Leinwandüberzug geschützt sind. Dadurch hat der Propeller trotz der Verwendung von Kiefernholz die großen Überanspruchungen gut ausgehalten und befindet sich jetzt noch im Betrieb. Für eine tadellose Glättung und Politur ist Sorge getragen. Die konstante Flügelbreite geht bei dem einen Propeller bis unmittelbar an die Außenkante, nur eine kleine Abrundung ist an den Flügelspitzen vorhanden. Die Flügel der zweiten Schraube sind aus Aluminiumblech gepreßt (und zwar mittels Zementformen in der Versuchsanstalt von Professor Junkers-Aachen); ein Vorder- und ein Rückenblech umschließen den allmählich zugespitzten Stahlarm und sind sowohl untereinander als auch mit dem Arm durch Kupfer-niete verbunden. Ursprünglich waren Aluminiumniete vorgesehen, wegen der schnellen Anfertigung der Schraube mußten aber die vorrätigen Kupfer-niete verwendet werden.

Eine derartige Verwendung der Kupfer-niete hat sich aber nach meinen Erfahrungen als nicht zweckmäßig erwiesen, da besonders bei feuchter Witterung zwischen beiden Metallen elektrische Ströme fließen, die Anfrassungen hervorrufen und ein Losspringen der Niete nach sich ziehen.

Zwei für ihre Abmessungen außerordentlich leichte Schrauben sind die dem Wrightschen Modell nachgebauten **Poelke**-Propeller, die einem Flugapparat entnommen waren. Beide sind je aus einem Stück Holz geschnitzt, was leider bei dem einen zum Bruch führte; die dann erfolgte Reparatur konnte nicht ganz verhindern, daß der eine Flügel sich während des Betriebes etwas deformierte, was natürlich die Leistung stark herabminderte. Die von der deutschen Gesellschaft gebauten Propeller werden jetzt auch aus mehreren Brettern zusammengeleimt. Die Schraubenfläche beginnt unmittelbar an der Achse, die Flügelenden zeigen die für **Wright** charakteristische Abstutzung und sind auch mit Leinwand überzogen. Gegen die vorher besprochenen Schrauben machen diese, was die Ausführung, namentlich die Glättung betrifft, einen etwas rohen, primitiven Eindruck. Jedenfalls ließe sich auch hier durch Kleinigkeiten noch eine Verbesserung erzielen.

Um den Arbeitsverbrauch der Schraube wenigstens in kleinen Grenzen nach der Leistung des zur Verfügung stehenden Motors variieren zu können, ist es häufig wünschenswert, die Flügel um ein geringes vor dem endgültigen Einbau verdrehen zu können; dieser Möglichkeit tragen die Luftschrauben der Firma **Zeise-Altona** in jeder Weise Rechnung. Zu diesem Zweck werden in einer Rübelsbronz-Nabe stets kreisrunde Buchsen vorgesehen, in welche die Ansätze der Flügelarme, ev. mit feinem Gewinde, hineinpassen; je ein durch Schrauben anzupressender Federkeil bzw. Quadrantschrauben sichern die Einstellung. Der zuerst eingelieferte verhältnismäßig schwere, dreiflügelige Propeller bestand aus Stahlarmen mit gegossenen Aluminiumflügeln, die nach der Austrittskante zu ausgespart und mit Ballonstoff überzogen waren. Die den Zeise-Propellern eigentümliche, radial nach der Nabe zu, hyperbolisch wachsende Steigung tritt hier besonders hervor; da die Flügel sehr unsymmetrisch zur Befestigungsachse der Arme ausluden, trat sehr leicht eine ungewollte Drehung der Arme an der Nabe ein; der Propeller war sofort dynamisch nicht mehr balanciert und konnte sich deformieren, was tatsächlich bei einem Versuch (aller-

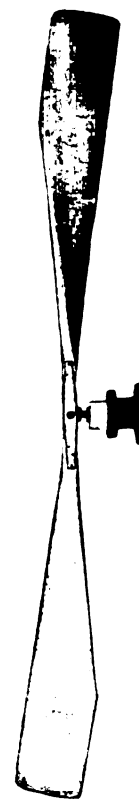




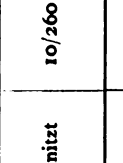


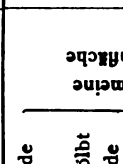



Fig. 5.
Poelke.



Fig. 6. Zeise: Zweiflügel-Schraube, Druckseite.

dings nur in geringem Maße) sich ereignete. Die übrigen in der Konstruktion sich vollständig ähnlichen Schrauben werden ebenfalls aus Stahlarmen gebildet, auf die sich in bestimmten Abständen Aluminiumrippen setzen, die wieder am Umfang durch einen festen Stahldraht verbunden sind, wodurch die Flügelform festgelegt ist. Dieses Gerippe wird nun mit einem besonders präparierten Ballon-

Tabelle

Nr.	Name	Äußerer Radius r	Innerer Radius r	Steigung s	Flügelzahl z	Größte Flügelbreite beim Radius b	Aktive Flügelfläche divid. durch Schraubenkreis $\frac{F}{\pi \cdot r^2}$	Gesamtgewicht G	Material	Profil Wölbungstiefe f/b	Bemerkung
1	Groß	1,13	0,17	1,3	2	375	0,148	12,5	Holzrahmen mit Ballonstoff	15/375 geschätzt 	
2	Poelke	1,31	0,02	3,3	2	260	0,125	4,3	Aus einem Stück Holz geschnitten	10/260 	Rechtslaufend
3	"	1,31	0,02	3,3	2	260	0,125	4,3		10/260 	Linkslaufend
4	Reißner	1,05	0,15	1,2	2	255	0,142	6,55	Verleimte Holzplatten	10/255 	
5	Reißner	1,5	0,26	3,0	2	515	0,195	21	Stahlarme mit Aluminiumblech		
6	Rettig	2,5	0,3	4,0	4	400	0,197	99,9	Holzformiere hohl über Querrippen		
7	Ruthenberg	2,5	0,14	4,0	4	1965	0,606	34	Zwei Stahlrohrfelgen mit Speichenkreuzen, von denen immer zwei zusammengehörige mit Ballonstoff überzogen sind do. aber nur eine Felge	gerade	Schraubenfläche Sonst gemeine
8	"	1,5	0,12	2,64	4	1223	0,533	30		" gewölbt	
9	"	1,5	0,12	2,64	4	1400	0,61	32		gerade	
10	"	1,25	0,08	1,32	4	1000	0,593	17,7		gerade	
11	"	1,25	0,08	1,32	4	1120	0,665	19		gewölbt	
12	"	1,25	0,08	2,72	4	520	0,351	15		gerade	
13	"	1,25	0,08	2,72	4	680	0,396	16,5		gewölbt	
14	"	1,25	0,08	2,72	6	680	0,594	18,8		gerade	
15	"	1,25	0,08	2,72	4	580	0,396	12,4		"	
16	Zeise	1,6	0,175	veränd. lich	3	480	0,215	26,5	Stahl-Aluminiumgerippe, mit Ballonstoff überspannt; Stahlarme, Bronzenabe	18/480 	
17	Zeise	1,02	0,19	veränd. lich	2	440	0,227	11,9	Stahl-Aluminiumgerippe, mit Ballonstoff überspannt; Stahlarme, Bronzenabe	20/440 	
18	Zeise	1,05	0,23	veränd. lich	2	320	0,218	11,5	Stahl-Aluminiumgerippe, mit Ballonstoff überspannt; Stahlarme, Bronzenabe	20/320 	

stoff bespannt, der unter allen Witterungseinflüssen seine Straffheit bewahrt. Für die Druckfläche ist die Zeise-Konstruktion ihrer Einfachheit wegen recht gut, die Rückenfläche bedarf aber noch einer eingehenden Durcharbeitung; die gänzlich unverkleideten Verbindungsstücke geben zu

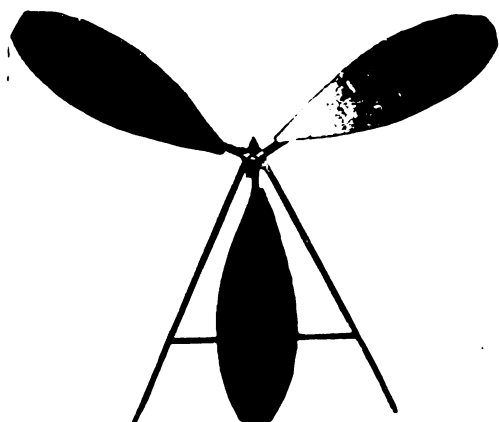


Fig. 7. Zeise: Dreiflügel-Schraube, Druckseite.

großen Wirbeln Anlaß und müssen unbedingt vermieden werden.¹⁾

Außer diesen Konstruktionen lag noch eine große Anzahl von angemeldeten Luftschauben vor, die soweit als möglich alle den Prüfungen unterworfen wurden. Waren an einigen von ihnen verschiedene beachtenswerte konstruktive Details zu finden, so fehlte es andererseits nicht an abenteuerlichen Konstruktionen aller Art. Von einer Besprechung dieser Luftschauben muß hier abgesehen werden, da sie in aerodynamischer Hinsicht nichts geboten haben, was ein näheres Eingehen auf sie rechtfertigte.

Über die Ergebnisse der Messungen, die wegen des wenig systematischen Materials, wie es nun einmal Wettbewerbe mit sich bringen, leider wenig Unterlagen für irgendwelche Theorien liefern, sei im folgenden das Wichtigste berichtet.

(Fortsetzung folgt.)

Neue Flugzeuge.

Von Dr. Victor Quittner.

Bréguet.

Von den französischen Flugzeugen ist unzweifelhaft eines der interessantesten und am besten konstruierten der neue Zweidecker von Bréguet (Fig. 1). Bréguet hat sich zuerst mit dem Bau von Schraubenvliegern beschäftigt und auch einige kleine Erfolge damit erzielt. Nach den ersten großen Erfolgen der Drachenflieger konstruierte er ein kombiniertes Schraubendrachenflugzeug, das sich aber nicht als brauchbar erwies, und danach wandte er sich nunmehr ganz dem Drachenflieger zu und setzte es sich zur Aufgabe, ein Flugzeug zu bauen, das, ohne ängstliche Rücksicht auf geringes Gewicht, größte Solidität der Konstruktion mit geringstem Luftwiderstand und hoher Tragkraft vereinigen sollte.

Wenn man das neueste Flugzeug von Bréguet (das gegenüber dem Modell von der Flugwoche in Reims noch einige Verbesserungen aufweist) genau betrachtet,²⁾ so muß man gestehen, daß es wirklich in hohem Maße den eben erwähnten Forderungen nachkommt. Von der hergebrachten Form des Zweideckers weicht es ganz wesentlich ab. Bréguet (übrigens auch einige andere Konstrukteure von Zweideckern)

¹⁾ Die neuesten Zeise-Propellertypen sind denn auch beiderseitig bespannt, wie mir die Firma freundlichst mitteilte.

²⁾ Abbildungen des Flugzeuges Bréguet Modell 1910 siehe Jahrg. I, S. 185, 278, 303 u. 315 dieser Zeitschrift.

hat ganz richtig erkannt, daß der große Luftwiderstand und die daraus folgende geringere Geschwindigkeit des Zweideckers in erster Linie durch das große Verbindungsgerüst zwischen Haupt- und Schwanzzelle bedingt wird, dann auch vor allem durch die vielen Stiele und Spanndrähte zwischen den Tragflächen. Er hat daher vor allem das Verbindungsgerüst ganz fortgelassen und durch eine sehr schlanke Brücke, wie bei einem



Fig. 1. Neues Flugzeug von Bréguet für Passagierflüge.

Eindecker, ersetzt. Um die Brücke recht schlank halten zu können, verzichtet er ganz auf eine feste Schwanz- und Kielflosse und ordnet nur ein kreuzförmiges, um ein Kardan allseitig drehbares vereinigt Seiten- und Höhensteuer (*P* und *S*, Fig. 2 bis 4) am Schwanzende der Brücke an.

Als Baumaterial ist, mit Ausnahme der Rippen in den Flügeln und einiger nebensächlicher Teile, ausschließlich Stahlrohr verwendet. Die die Flügel haltenden Spanndrähte sind durch starke Stahlseile ersetzt; an anderen Stellen, wo der Draht beibehalten wurde, sind der größeren Sicherheit wegen zwei Drähte angebracht. Ebenso sind alle zur Betätigung der Steuer dienenden Drähte verdoppelt.

Die Flügel (*A* oberes, *J* unteres Flügelpaar) fallen beim ersten Blick durch die große Breite bei geringer Tiefe auf; das Seitenverhältnis beträgt 1 : 7,7 bis 1 : 9,4 bei den oberen Flügeln der verschiedenen Typen (sonst meist 1 : 4 bis 1 : 6). Sie bestehen aus dem schmalen, fest mit der Brücke verbundenen Mittelstück und den zu beiden Seiten anschließenden

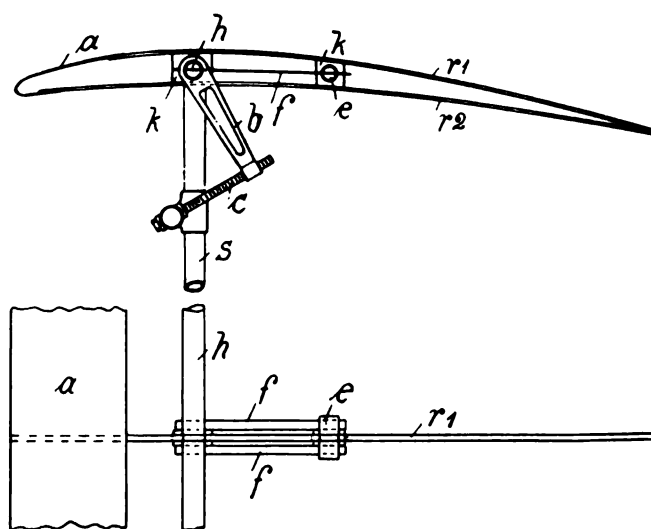


Fig. 5. Konstruktion und Verstellung der Flügel.

eigentlichen Flügeln. Als einzigen Holm besitzen sie ein durch die ganze Breite reichendes starkes Stahlrohr *h* (Fig. 5). Auf diesem sind die Rippen *r* lose aufgesetzt, so daß sie sich frei drehen könnten, wenn sie nicht durch die Blattfedern *f*, die in das Rohr *h* und ein kurzes in die Rippe eingesetztes Rohrstück *e* eingelötet sind, in ihrer Lage gehalten würden. Durch diese Konstruktion wird der Flügel außerordentlich elastisch. Am vorderen Rand des Flügels ist ein dünnes

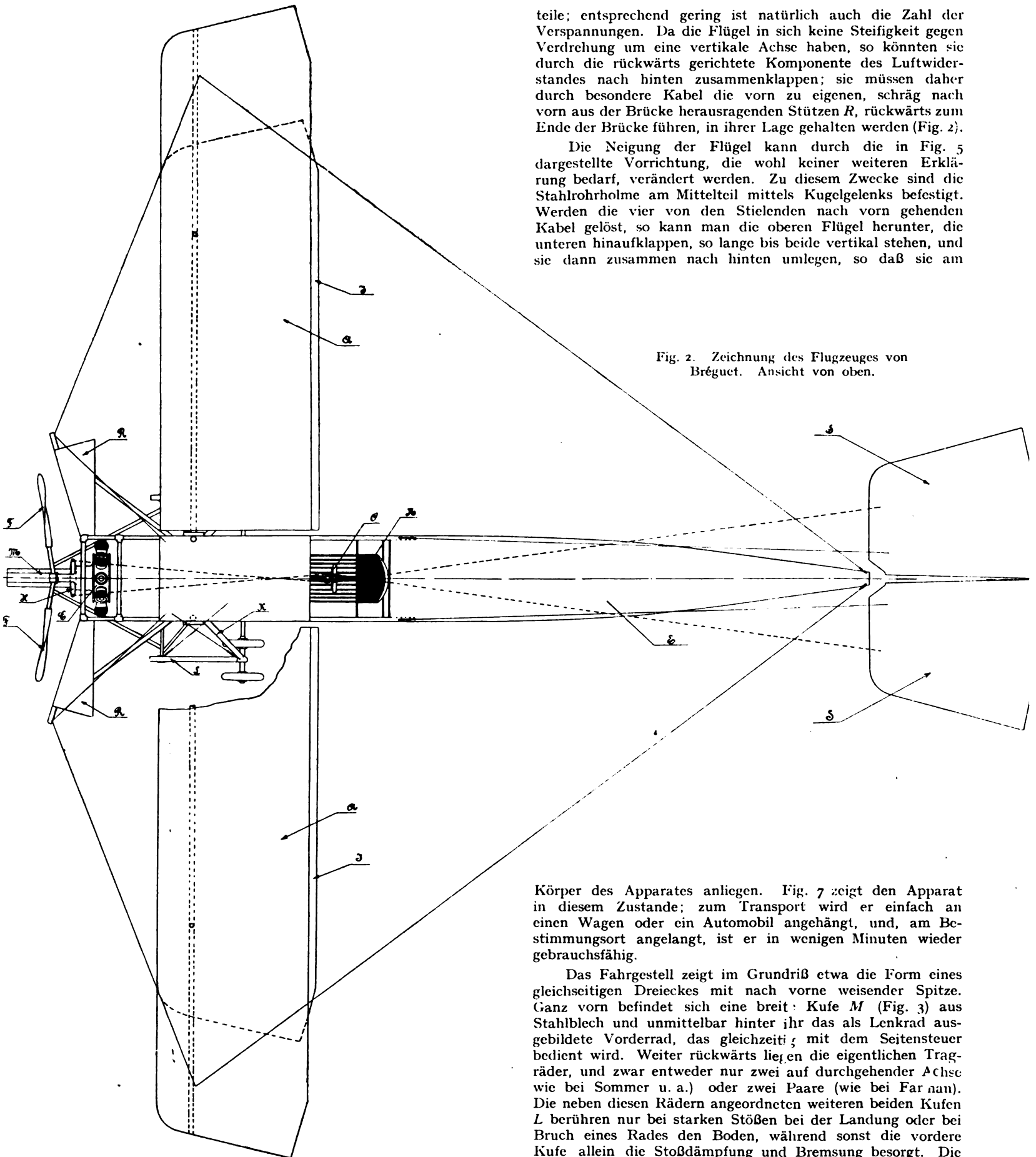


Fig. 2. Zeichnung des Flugzeuges von Bréguet. Ansicht von oben.

Aluminiumblech *a* befestigt, das die Luftreibung vermindern soll (Fig. 4 u. 5).

Gestützt werden die Flügel durch nicht mehr als vier Stiele, zwei für den festen Mittelteil, je einer für die Seiten-

teile; entsprechend gering ist natürlich auch die Zahl der Verspannungen. Da die Flügel in sich keine Steifigkeit gegen Verdrehung um eine vertikale Achse haben, so könnten sie durch die rückwärts gerichtete Komponente des Luftwiderstandes nach hinten zusammenklappen; sie müssen daher durch besondere Kabel die vorn zu eigenen, schräg nach vorn aus der Brücke herausragenden Stützen *R*, rückwärts zum Ende der Brücke führen, in ihrer Lage gehalten werden (Fig. 2).

Die Neigung der Flügel kann durch die in Fig. 5 dargestellte Vorrichtung, die wohl keiner weiteren Erklärung bedarf, verändert werden. Zu diesem Zwecke sind die Stahlrohrholme am Mittelteil mittels Kugelgelenks befestigt. Werden die vier von den Stielenden nach vorn gehenden Kabel gelöst, so kann man die oberen Flügel herunter, die unteren hinaufklappen, so lange bis beide vertikal stehen, und sie dann zusammen nach hinten umlegen, so daß sie am

Körper des Apparates anliegen. Fig. 7 zeigt den Apparat in diesem Zustande; zum Transport wird er einfach an einen Wagen oder ein Automobil angehängt, und, am Bestimmungsort angelangt, ist er in wenigen Minuten wieder gebrauchsfähig.

Das Fahrgestell zeigt im Grundriß etwa die Form eines gleichseitigen Dreiecks mit nach vorne weisender Spitze. Ganz vorn befindet sich eine breite Kufe *M* (Fig. 3) aus Stahlblech und unmittelbar hinter ihr das als Lenkrad ausgebildete Vorderrad, das gleichzeitig mit dem Seitensteuer bedient wird. Weiter rückwärts liegen die eigentlichen Tragräder, und zwar entweder nur zwei auf durchgehender Achse wie bei Sommer u. a.) oder zwei Paare (wie bei Farman). Die neben diesen Rädern angeordneten weiteren beiden Kufen *L* berühren nur bei starken Stößen bei der Landung oder bei Bruch eines Rades den Boden, während sonst die vordere Kufe allein die Stoßdämpfung und Bremsung besorgt. Die Räder tragen den Apparat mittels der hohlen Säulen *K*; zur Federung dienen die um die Säulen gelegten Schraubenfedern, während heftige Stöße und Schwingungen durch die im Innern der Säulen angebrachten Ölbremse gedämpft werden. Am Schwanzende ist weder ein Rad noch eine Kufe

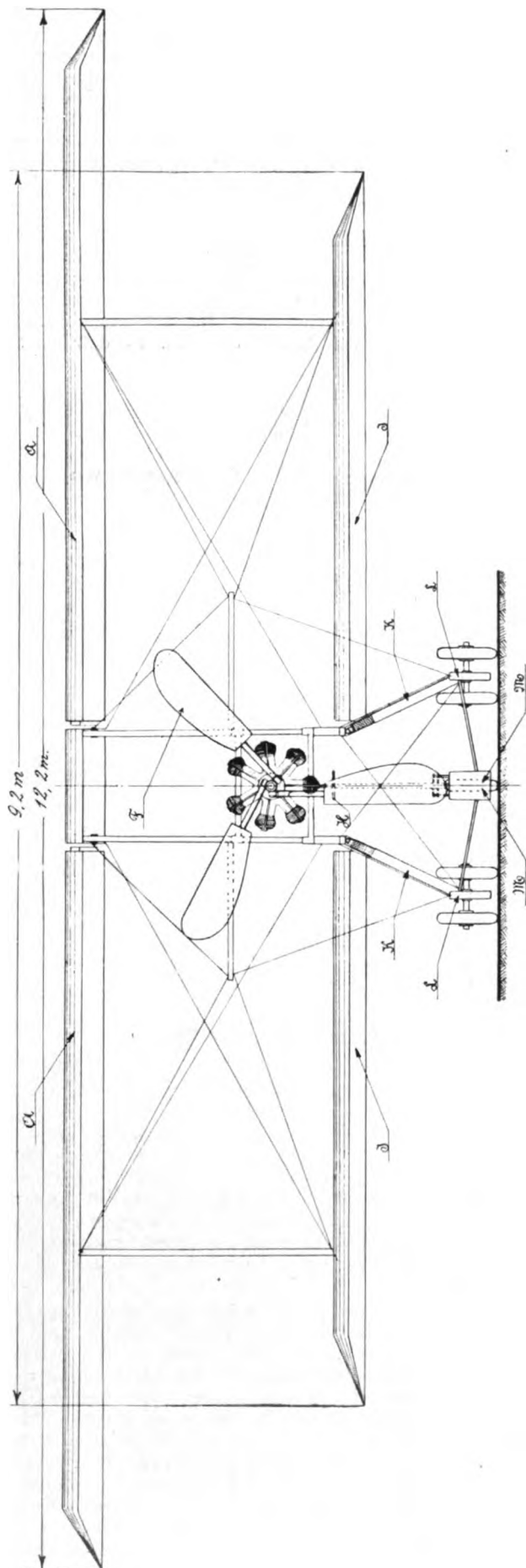


Fig. 3. Ansicht von vorn.

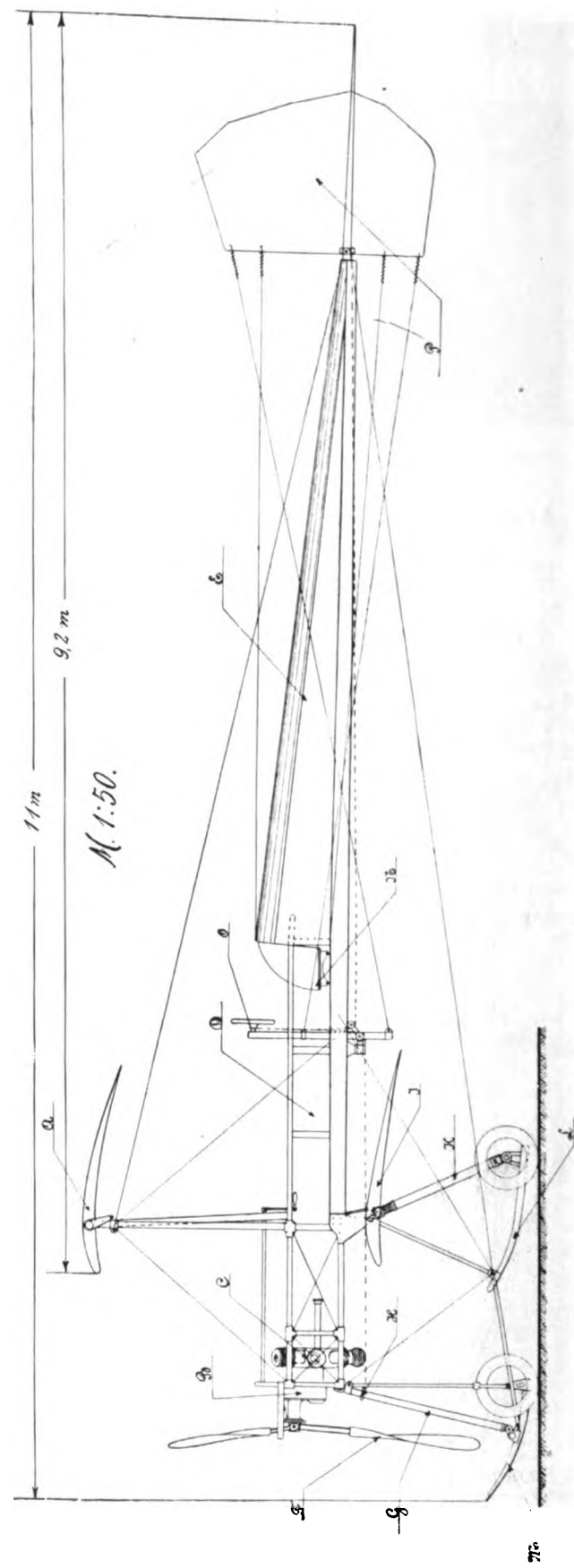


Fig. 4. Seitenansicht.

vorhanden; der Schwerpunkt liegt indes so weit vorn, daß das Vorderrad stets am Boden aufruht und der Apparat mit ihm wie ein Automobil gelenkt werden kann.

In dem schlanken Boot *D* ist ziemlich weit rückwärts der Führersitz angeordnet. Vor sich hat der Führer einen Hebel mit Handrad, der alle Steuer betätigt: durch Schwingen

nach vorn und hinten das Höhensteuer, durch seitliche Neigung die Verwindung (es werden nur die oberen Flügel verwunden) und durch Drehen des Handrades das Seitensteuer nebst Vorderrad. Die Einrichtung des Steuerhebels und seine Lage im Boot ist aus den Fig. 30 und 31, Jahrg. I S. 303, dieser Zeitschrift deutlich zu ersehen.¹⁾ Vor dem Lenker sitzen die Fahrgäste; hinter ihm erhält die Brücke einen halbzylinderförmigen, nach hinten schlank auslaufenden Aufsatz *E* zur Verminderung des Luftwiderstandes. Am Rückende der Brücke sind keine festen Schwanz- und Kielflossen vorhanden, sondern nur das aus dem Seitensteuer *P* und dem Höhensteuer *S* gebildete Steuerkreuz (wie bei Santos-Dumonts »Démomobile«), das um ein Universalgelenk in jeder Richtung verdreht werden kann; es wird normal durch Federn in der Mittelstellung festgehalten und dient dann zugleich als elastische Seiten- und Höhenstabilisierung (Fig. 2 u. 4).

Vorne an der Brücke ist der Motor mit der Schraube angeordnet. Bréguet verwendet jetzt meist den neuen Motor von R. Esnault-Pelterie mit gesteuerten Einlaßventilen, daneben auch Motoren von Gnome, Renault, Wolseley u. a. Als Propeller benützt Bréguet eine dreiflügelige Metallschraube, daneben jedoch auch zweiflügelige Holzschrauben von Régi frères und anderen Konstrukteuren. Zwischen Motor und Propeller wird eine Stirnräderübersetzung angeordnet (Fig. 6).

Der Bréguet-Zweidecker wird normal in folgenden zwei Typen hergestellt:

	Lasttyp	Renntyp
Spannweite, oberes Flügelpaar . . . m	13,20	12,20
Spannweite, unteres Flügelpaar . . . m	9,90	9,00
Flügelteufe m	1,70	1,30
Länge über alles m	9,20	9,20
Tragfläche qm	38	26
Motorstärke PS	40/50	50/60
Geschwindigkeit km/Std.	85	100
Gewicht (ohne Flieger) kg	475	500
Nutzlast kg	375	250.

Der Bréguet-Zweidecker hält gegenwärtig den Weltrekord der Geschwindigkeit für Zweidecker und denjenigen des Gleitfluges unter dem geringsten Neigungswinkel; ein Beweis für seinen geringen Luftwiderstand. Nachdem bereits im Vor-

¹⁾ Die in Jahrg. I, Fig. 17, S. 183 und Fig. 31, S. 303, sichtbaren kleinen Vertikalwände wurden beim neuesten Modell als unnötig fortgelassen, ebenso die in Fig. 17 über dem Vorderrad sichtbare Flosse.

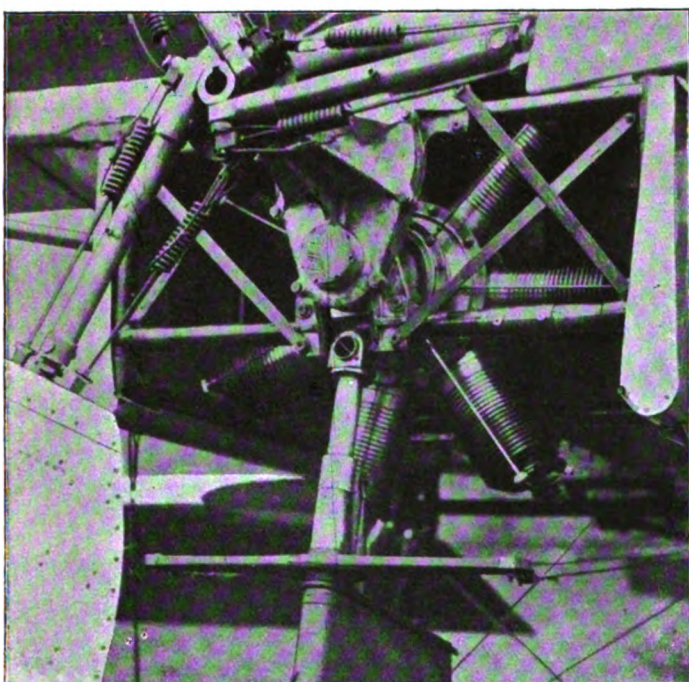


Fig. 6. Gnome-Motor mit Zahnradvorgelege zum Antrieb des Propellers.

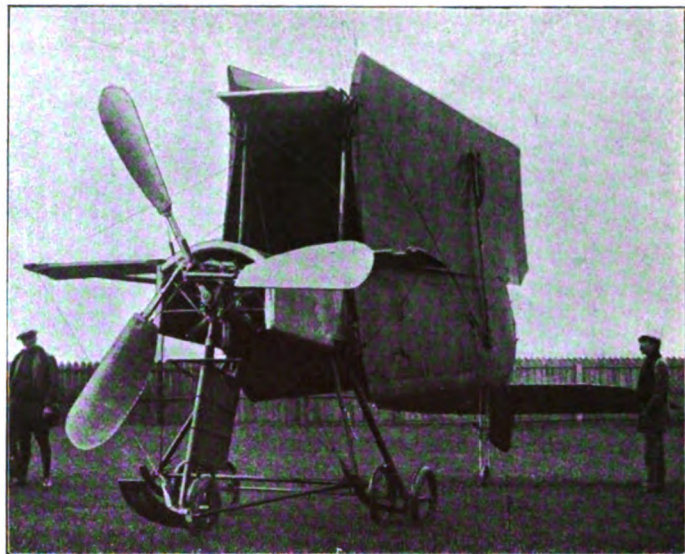


Fig. 7. Flugzeug von Bréguet für den Transport zusammengelegt.

jahre mit dem 50 PS R.E.P.-Motor sechs Personen im Gesamtgewichte von 420 kg mitgenommen werden konnten, ist es in diesem Jahre bei Verwendung eines 100 pferdigen Gnomemotors gelungen, eine Nutzlast von 632,95 kg zu heben.

Neue Luftschiffe.

Das Zeppelin-Luftschiff LZ 8 (Deutschland), im Betrieb seit 30. März, ist das Ersatzluftschiff der »Delag« für den am 28. Juni 1910 im Teutoburger Wald gestrandeten LZ 7 und aus dessen Trümmern wieder erbaut. Gerippe und teilweise äußere Hülle neu, Gondeln, Motoren und innere Hüllen alt. Die Abmessungen sind die gleichen wie beim LZ 7.

Länge 148 m, 14 m Durchm., 19 000 cbm Gasinhalt. Das Gerippe besteht wieder aus 17 Längsträgern und 17 Querringen, letztere trennen das Schiff in 18 Abteilungen, in die ebensovielen Gashüllen eingeführt werden. Die äußere Hülle besteht aus wasserdichtem Baumwollstoff. Die beiden Spitzen haben eine Länge von je 18 m. Unter der 4. und 14. Abteilung befinden sich die beiden Motorengondeln, unter der 8. und 9. der Raum für die Fahrgäste mit 24 Sitzplätzen. Der von der Spitze zum hinteren Ende führende Laufgang kann zwischen den beiden Gondeln aufrecht begangen werden, während derselbe über den Gondeln und nach den Spitzen nur noch etwa halbe Höhe besitzt und zur Verringerung des Luftwiderstandes unter den Spitzen sich diesen in sanftem Übergang allmählich anschmiegt.

Wie der LZ 7, so hat auch der Ersatz-Deutschland je eine wagrechte Beruhigungsfläche zu beiden Seiten des Hecks und eine dritte, senkrechte oben. Die Seitensteuerung wird durch ein Paar zweiflächige Kulissensteuer unterhalb der Beruhigungsflächen, die Höhensteuerung in der bekannten Art durch zwei Paar vierflächige Kulissensteuer betätigt. (Das Schiff konnte sich bei den Probefahrten rein dynamisch mit den Höhensteuern auf 1800 m Höhe ohne jede Ballastabgabe erheben.)

Beide Gondeln sind starr mit dem Gerippe verbunden und wie dieses aus Aluminium hergestellt. Die vordere Führergondel birgt einen, die hintere Gondel zwei 120 pferdigen Daimlermotoren mit 175 mm Bohrung, 172 Hub und 1100 minütlichen Umläufen. Jeder Motor hat einen Bienenkorbkühler.

Die Eigengeschwindigkeit des Luftschiffes beträgt rund 15 m/Sek., der nutzbare Auftrieb rd. 4500 kg überm Bodensee.

Das neue Militärluftschiff MIV ist seit dem 10. März im Betrieb und wie die anderen Militärluftschiffe nach dem System Groß-Basenach in den Werkstätten des Luftschifferbataillons in Reinickendorf gebaut. Die Länge beträgt 94 m bei 13 m Durchm.; der Gasinhalt 7500 cbm. Um die Last besser zu verteilen, sind zwei Gondeln unter dem Kielgerüst befestigt, während die bisherigen Militärluftschiffe

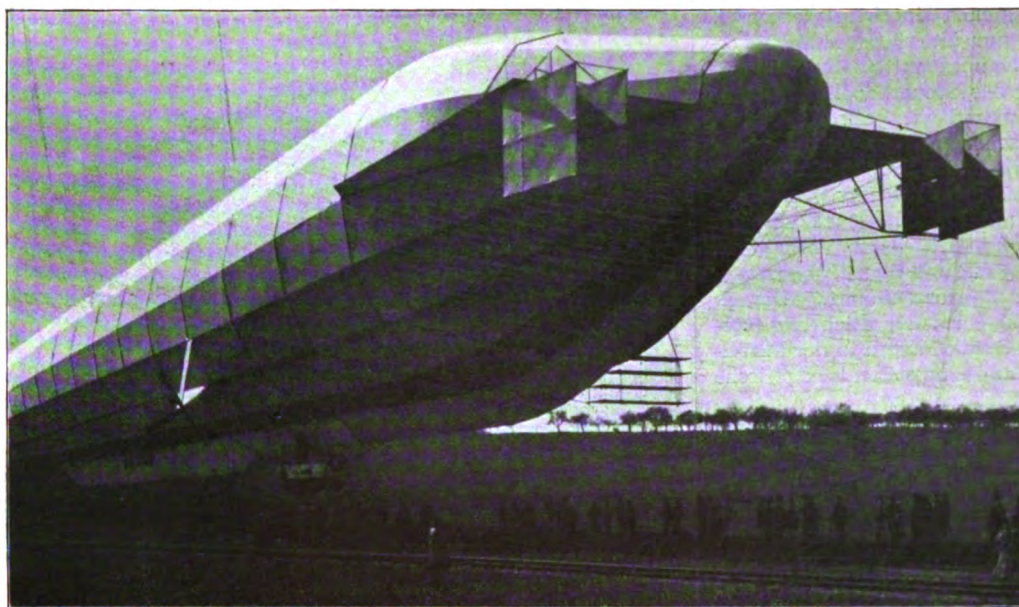


Fig. 1. LZ 8 (»Deutschland«) vor dem Aufstieg.

nur eine Gondel haben. Die Konstruktion der Gondeln ist im wesentlichen die gleiche wie beim Luftschiff M III (siehe S. 96 und 97, Jahrg. 1910), d. h. jede Gondel hat zu beiden Seiten je einen Propeller; im ganzen sind demnach vier Propeller vorhanden. Zum Antrieb der Propeller dienen vier Körting-Motoren von 100 PS, je zwei in jeder Gondel, die durch

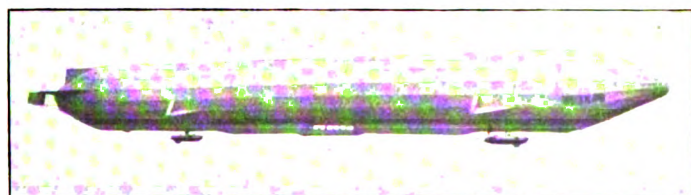


Fig. 2. LZ 8 in voller Fahrt.

Friktionskuppelungen beliebig ein- und ausgeschaltet werden können. Die Anordnung der Steuer- und Stabilisierungsflächen ist ebenfalls die gleiche wie beim Luftschiff M III. Wie bei den früheren Militärluftschiffen ist die Gashülle aus besonders starkem Continentalstoff von Riedinger in Augsburg gefertigt. In der Gashülle sind zwei Ballonette eingebaut. Das Kielgerüst ist zerlegbar und zur Verringerung des Luftwiderstandes mit Stoff überzogen. Vorn und hinten im Kielgerüst befinden sich Wasserbehälter, die, wie bei den früheren Luftschiffen, zur Verlegung des Schwerpunktes zwecks Höhensteuerung dienen.

Bei den bisherigen Fahrten erreichte das Luftschiff eine Geschwindigkeit von 17 m in der Sekunde und ist damit das schnellste bisher gebaute Luftschiff.

Auch in Österreich ist für militärische Zwecke ein neues Luftschiff von den österreichischen Körtingwerken gemeinsam mit den Vereinigten Gummiwarenfabriken Harburg-Wien gebaut worden. Letztere lieferten die Ballonhülle; die Körtingwerke die Gondeln. Das Luftschiff

ist mit zwei Körting-Motoren von je 75 PS ausgerüstet, die zwei vierflügelige Propeller antreiben. Die Propeller sind wie bei den deutschen Militär- und Parsevalluftschiffen auf Lagerarmen zu beiden Seiten über der Mitte der Gondel angeordnet. Die Gondel ist nach vorn und hinten zu einem Kielgerüst verlängert, das an beiden Enden je einen Behälter trägt, um durch Umpumpen von Flüssigkeit wie bei den deutschen Luftschiffen Groß-Basenach den Schwerpunkt zu verlegen und damit eine Schrägstellung des Luftschiffes zwecks Höhensteuerung zu bewerkstelligen. Bei den Probefahrten erreichte das Luftschiff eine Geschwindigkeit von 14 m pro Sek. Die Länge des Luftschiffes beträgt 68 m bei einem Durchmesser von 10,4 m. Ebenso wie die deutschen Militärluftschiffe ist auch dieses österreichische Luftschiff mit Apparaten für drahtlose Telegraphie ausgerüstet.

Bei den neuen Parseval-Luftschiffen ist die Konstruktion der Gondel beachtenswert. Die Gondel ist länger und dafür schmaler geworden; ohne Gewichtsvermehrung derselben wird dabei der Luftwiderstand geringer und die Last ist gleichmäßiger verteilt. Der Raum für Führer und Passagiere hat dieselbe Größe wie bei den kurzen und breiten Gondeln der alten Parseval-Luftschiffe. Die Motoren sind in der Mitte der Gondel eingebaut, jedoch etwas seitlich versetzt, so daß ein Durchgang für die Bedienungsmannschaft freibleibt. Die Behälter für Benzin und Öl befinden sich an den beiden Enden der Gondel. Im übrigen ist die Konstruktion der Parseval-Luftschiffe im wesentlichen dieselbe geblieben.

Von im Bau befindlichen neuen Luftschiff-typen ist vor allem das Luftschiff von Bucher in Heidelberg bemerkenswert. Bucher hat die zuerst von Capazza ausgesprochene Idee, der Gashülle eine flache linsenförmige Form zu geben, weiter ausgebildet und wesentlich verbessert, indem alle Organe für die Steuerung und Manövrierung an den Kanten der linsenförmigen Gashülle angeordnet sind. Die Vorteile der Konstruktion von Bucher sind: eine gute Manövrierfähigkeit des Luftschiffes und geringe Beeinflussung durch Seitenwind. Die Form der Gashülle gewährleistet auch eine gute Stabilität und vor allen Dingen eine große

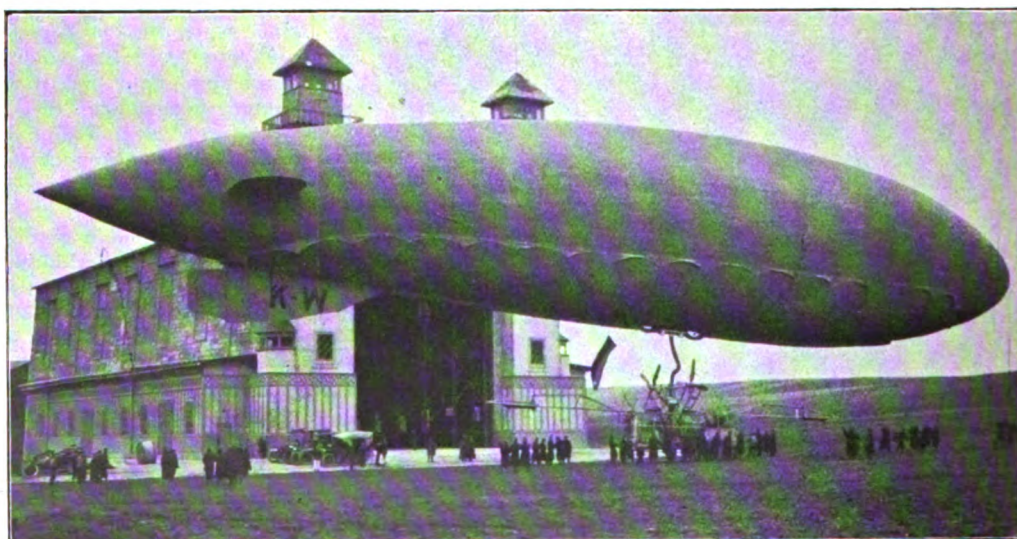


Fig. 3. Das österreichische Luftschiff Körting-Harburg-Wien vor seiner Halle.

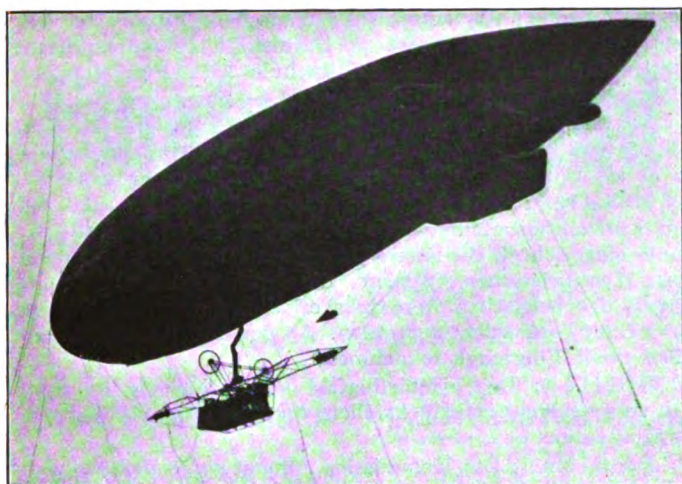


Fig. 4. Luftschiff »Körting« im Fluge.

Sicherheit bei einem eventuellen Platzen der Gashölle, da dieselbe dann als Fallschirm wirkt. An Hand von Zeichnungen soll dieses Luftschiffsystem später eingehend beschrieben werden.

Ein anderes Luftschiff für Passagierzwecke ist von der Luftschiffbau Veeh, G. m. b. H., in Milbertshofen bei München im Bau. Dieses Luftschiff ist mit einem

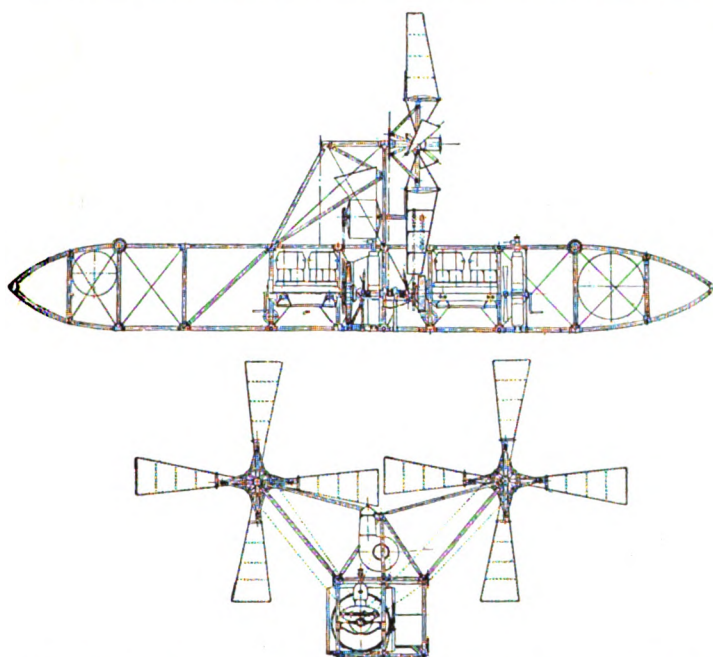


Fig. 5 u. 6. Zeichnung der Gondel der neuen »Parseval«-Luftschiffe.

Kielgerüst versehen, das sich in seiner Form der Gashölle anschließt. Dieses Kielgerüst enthält auch die Gondel mit den Motoren und eine Passagierkabine. Das Gerüst wird aus Stahlröhren gebaut. Da das Luftschiff 30 Passagiere aufnehmen soll, wird dasselbe verhältnismäßig groß gebaut. Der Gasinhalt beträgt ca. 14 000 cbm bei einer Länge von 95 m. Das Luftschiff wird mit vier Motoren, System Schneeweiß, die zusammen über 650 PS leisten, ausgerüstet. Man hofft dadurch eine noch größere Geschwindigkeit zu erreichen, als mit dem neuen Militärluftschiff M IV. Gegenwärtig wird für dieses Luftschiff die alte eiserne Parsevalhalle, die im vorigen Jahre bei der Montage in München einstürzte, wieder aufgebaut.

Eine neue Luftschiffhalle ist in Potsdam im Bau. Diese Luftschiffhalle ist namentlich für Zeppelin-Luftschiffe bestimmt, und wird nächst der großen Montagehalle in Friedrichshafen wohl die größte Luftschiffhalle in Deutschland werden.

A. V.

Militärflugschau.

Deutschland: Am 23. März unternahm Leutnant Foerster mit einem Passagier einen militärischen Überland- und Erkundungsflug vom Döberitzer Übungsplatz aus nach Frankfurt a. O. und landete zwischen Booßen und Treplin, 10 km vom eigentlichen Ziel entfernt.

Überlandflug von Oberleutnant Erler siehe Heft 7, S. 92.

Am 22. März 1911 wurden für die Militärfliegerabteilung in Döberitz zwei neue Flugzeuge geliefert, ein Etrich-Rumpler-Eindecker mit österreichischem Daimler-Motor und ein Albatros-Zweidecker mit Gnome-Motor. Der erstere wurde zerlegt nach Döberitz gebracht und dort montiert, während der Albatros-Zweidecker auf dem Luftweg mit Laitsch und Leutnant Mackenthun als Passagier zum Militärflugfeld gelangte.

Seit dem 1. April 1911 sind 20 Offiziere aller Waffen von allen Armee-körpers zur freiwilligen Teilnahme an einem militärischen Fliegerkursus zur »Versuchs- und Lehranstalt für Flugtechnik« in Döberitz kommandiert. Diese Offiziere erhalten nach Abschluß ihrer Ausbildung je nach Eignung das Zeugnis als Flugzeugführer oder Beobachter. Es ist für später beabsichtigt, kleine Fliegerabteilungen unter Führung von Lehroffizieren auf den verschiedenen Truppenübungsplätzen unterzubringen. Die kommandierten Offiziere erhalten einen monatlichen Zuschuß von M. 200.

Die zehn bisher ausgebildeten Offiziere werden als Hilfslehrer Verwendung finden.

Frankreich: Die letzten Tage brachten wieder eine ganze Reihe ausgezeichnete Flugleistungen von Militärpiloten.

Am 10. April flog Marineleutnant Conneau von Pau nach Poitiers und setzte am folgenden Tage seinen Flug bis Paris fort. Conneau ist der dritte französische Militärflieger, der die 700 km lange Luftreise Paris—Pau bewältigt hat.

Am 14. April erhielt der bis dahin als Flugzeugführer weniger bekannte Kapitän de Chaunac den Befehl, von Buc nach Chartres zu fliegen, hier bestimmte Erkundungen vorzunehmen und nach dem Ausgangspunkt zurückzukehren. Um 6 Uhr 50 Min. früh brach er mit seinem R. E. P.-Eindecker von Buc auf und landete bereits um 8 Uhr 30 Min. wieder dortselbst, nachdem er seine Aufgabe peinlich genau gelöst. Die 130 km betragende Entfernung Buc—Chartres—Buc hatte er in 1:40:0 zurückgelegt und somit den Bedingungen der schweren Pilotenprüfung genügt.

Am 15. April erwarb Leutnant Mailfert durch einen Flug Chalons—Caup de Mailly und zurück ohne Zwischenlandung gleichfalls das schwere Pilotenpatent.

Gelegentlich der Winterunruhen versuchte man mit Rücksicht auf die geringe Übersichtlichkeit des Aufrührgebietes Flugzeuge zur Geländeerkundung zu verwenden. Am 15. April 1911 verließen die Offiziere Chevreau und Jente das Flugfeld von Chalons mit dem Auftrage, das Gebiet von Epervay zu erkunden und mit Meldungen über die Bewegungen der Winter zum kommandierenden General zurückzukehren. Beide Offiziere hatten aber bei ihren Landungen auf einer Wiese Pech und zerbrachen ihre Flugzeuge, so daß sie von ihren Beobachtungen keine Meldung erstatten konnten.

In der Zeit vom 13. bis 15. April fand in der Gegend Chartres—Orléans—Etampes eine Luftaufklärungsübung in größerem Umfange statt, an der zeitweise sechs Flugzeuge teilnahmen. Über den Verlauf dieser Übung wird an dieser Stelle in nächster Nummer berichtet werden.

Am 15. April flog Leutnant Rémy in zwei Etappen von Chalons nach Besançon.

Gelegentlich einer Übung des 18. Linien-Infanterieregiments erhielt Leutnant de Rose den Auftrag, die Infanteriestellungen zwischen Pusse und Soumoulon zu erkunden. De Rose erledigte seine Aufgabe glänzend.

Der Kriegsminister hat den Bürgermeister von Pau benachrichtigt, daß die Felder von Pont-Long, die von der Gemeinde von Pau in Vorschlag gebracht waren, nunmehr als Militärflugfeld eingerichtet werden. Das der Blériot-Schule benachbarte Militärflugfeld wird eine Eisenbahnverbindung erhalten. Für die Ausbildung der Offiziere der Artillerie und Genieschule in Fontainebleau wird in Verlaines s/Seine eine Fliegerschule errichtet.

Leider bringen auch im französischen Militärflugwesen die großen Fortschritte schwere Verluste an Menschenleben mit sich. Der 14. April bringt den Tod des bekannten Marinepiloten Leutnant Byasson und am 18. April hat die französische Militäraviatik in Kapitän Taron bereits ein weiteres Todesopfer zu beklagen. Nunmehr sind bereits fünf französische Offiziere als Opfer des Militärflugsports anzusehen, Kapitän Ferber, Kapitän Madiot, Leutnant de Caumont, Marineleutnant Byasson und Kapitän Taron.

England: Am 15. April unternahm Hauptmann Morrison einen Flug von Shoreham bei Brighton nach Eastbourne. Er wollte im Devonshirepark landen, stieß mit seinem Blériot-Flugzeug gegen einen Laternenpfahl und stürzte zu Boden. Morrison wurde herausgeschleudert, erlitt aber keine schweren Verletzungen. Der Apparat wurde zertrümmert.

Der Kriegsminister Haldane äußerte sich kürzlich im Abgeordnetenhaus in einer längeren Rede über das englische Militärflugwesen. Als Lieferant der Militärflugzeuge nannte er die Firma Bristol, ihr Direktor Georg White hätte sich bereit erklärt, die Angehörigen des neu errichteten Luftschifferbataillons auf dem Flugplatz der Gesellschaft im Fliegen unterweisen zu lassen.

Die ersten vier Zweidecker sollen schon im Laufe des April abgeliefert werden.

Für Erfordernisse der Luftschiffahrt wurden 133 300 Pfd. beantragt.

Es soll ein technisches Korps zur Heranbildung von Konstrukteuren und Piloten gebildet werden, das Lord Kitchener unterstellt wird.

Für die Offiziere, die sich zum Luftschifferbataillon zur Ausbildung als Flieger melden, sind folgende Bedingungen vorgeschrieben: Sie müssen kerngesund sein, gutes Sehvermögen besitzen, gute Kartenleser und Zeichner sein. Sie dürfen nicht über 30 Jahre alt und müssen mindestens zwei Jahre Offizier sein. Schließlich sollen sie als Segler gut ausgebildet sein, fremde Sprachen beherrschen und technische Kenntnisse besitzen.

Bisher haben sieben Offiziere das Pilotenpatent erworben:

Leutnant Gibbs = H. Farman,
Kapitän Dawes = Humber,
Leutnant Watkins = Howard Wright,
Kapitän Fulton = H. Farman,
Leutnant Snowden-Smith = H. Farman,
Kapitän Board = Blériot,
Kapitän Wood = Blériot.

Der Sportsmann F. K. Maclean hat dem Kgl. Aeroklub seine beiden Short-Farman-Flugzeuge zur Ausbildung von Marineoffizieren zur Verfügung gestellt.

Österreich: Am 2. April 1911 wurde ein Etrich-Apparat nach verschiedenen von Illner vorgenommenen Flügen von der Heeresverwaltung abgenommen. Am 3. April fanden die vorgeschriebenen Demontier- und Zusammensetzungspben statt. Während die Bedingungen verlangten, daß das Flugzeug in einer Stunde demontiert und in zwei Stunden wieder zusammengebaut werden könnte, gelang es Illner, die »Taub« in acht Minuten zu zerlegen und in 30 Minuten wieder zu montieren.

Das Kriegsministerium hat auf Ansuchen des Flugtechnischen Vereins einen Generalstabsoffizier namhaft gemacht, der die Gründung des vom genannten Verein angeregten freiwilligen Fliegerkorps in die Wege leiten soll. Auch der Aeroklub ist für das Zustandekommen des Korps interessiert.

Bei Debreczin (Ungarn) soll eine militärische Luftschifferstation errichtet werden.

Japan: Eine Konferenz von Offizieren der japanischen Landarmee und Marine hat den Kriegsminister gebeten, eine bedeutende Summe für aviatische Zwecke auszusetzen. Der Kriegsminister ist diesem Verlangen nachgekommen und hat bei der Kammer 1 141 000 Yen zur Beschaffung von Flugzeugen beantragt.

In den Kriegarsenalen soll bereits fieberhaft an dem Bau von Flugzeugen gearbeitet werden.

Spanien: Mehrere M. Farman-Zweidecker wurden durch Osmont, den Fluglehrer der spanischen Armee, in Buc abgenommen.

Schweiz: Als erster schweizerischer Offizier hat der zum Leibdragoner-Regiment in Darmstadt abkommandierte Oberleutnant Real in der Eulerschule zu Griesheim das Pilotenpatent erworben.

Griechenland: Der amerikanische Flieger Charles Villard wird im Laufe des April in Griechenland eintreffen, wo er als Fluglehrer der griechischen Offiziere engagiert ist.

Belgien: Das belgische Kriegsministerium hat bei dem Luftschifferbataillon von Antwerpen eine Militärfliegerschule eingerichtet, die ihren Unterricht im April aufnehmen wird. Die belgischen Offiziere, die inzwischen das Fliegerzeugnis des belgischen Aeroklubs erhalten haben, werden in erster Linie berücksichtigt werden. An den nächsten Manövern sollen zwölf Flugzeuge teilnehmen.

Italien: Das Militärflugfeld von Centocelle ist nach den verschiedenen Unglücksfällen für die Zivilaviatiker gesperrt.

Rußland: Die Kommission für nationale Verteidigung in der Duma hat einen Kredit von nicht weniger als 20 Mill. Rubel für die Entwicklung des militärischen Flugwesens vorgesehen. Der Duma ist ferner ein Gesetzentwurf unterbreitet, der die freie Einfuhr von Flugzeugen und Flugzeugzubehör in Rußland bezweckt.

Holland: Man beabsichtigt auch in der holländischen Armee mit dem Flugwesen den Anfang zu machen. Der holländische Farman-Flieger, Henri Wynmalen, der den Flug Paris—Brüssel ausgeführt hat, ist aufgefordert, sich mit seinem Flugzeug an den Manövern zu beteiligen und mehrere Offiziere des Heeres und der Marine auszubilden.

Schweden: Die Militärverwaltung hat bei der Fabrik von Nyrop & Ask in Landskrona ein Flugzeug bestellt, das einen ausländischen 45 PS-Motor erhalten soll, es ist das erste schwedische Militärflugzeug. Pl.

Flugschau.

Am 14. April stellte Reichardt auf einem Euler-Zweidecker einen neuen deutschen Höhenrekord mit einem Passagier auf, indem er eine Höhe von 510 m erreichte.

Am 14. April machte der Fluglehrer Büchner einen Überlandflug mit einem Passagier vom Flugfeld Habshiem bei Mülhausen i. E. nach Kolmar und zurück. Die erste 42 km lange Strecke wurde in 21 Minuten zurückgelegt.

Am 15. April machte Prinz Heinrich ebenfalls auf einem Euler-Zweidecker zwei längere Flüge auf dem Darmstädter Übungsplatz.

Am 17. April erreichte Poulain auf dem Flugplatz Johannisthal mit seinem neuen Eindecker, der mit einem 100 PS-Argus-Motor ausgerüstet ist, eine Stundengeschwindigkeit von 130 km und stellte mit dieser Leistung einen neuen deutschen Rekord auf.

Der Europäische Rundflug wird unter Ausschuß von Deutschland am 18. Juni in Paris seinen Anfang nehmen. Der Flugweg geht über: Reims, Charlesville, Lüttich, Spa, Utrecht, Brüssel, Roubaix, London, über den Kanal und Boulogne nach Paris zurück.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. K. 38 129. Vorrichtung zum Dämpfen der Bewegungen einer an einem Luftfahrzeug pendelnd aufgehängten Antriebsvorrichtung. Georg Killat, Friedenau, Kaiser-Allee 142. A 11. 7. 08. E 10. 6. 11.

77 h. P. 23 777. Flugzeug mit nach vorn und hinten beweglichen Flügeln. Theophile Protin u. Camille Contal, St. Cloud, Seine; Vertr.: P. Rückert, Pat.-Anw., Gera, Reuß. A 29. 9. 09. E 10. 6. 11. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 27. 3. 09. anerkannt.

77 h. S. 29 041. Einrichtung an Flugapparaten mit von Kurbelpaaren gehaltenen Trag- und Treibflächen. Guido Sieber, Plauen i. V. A 19. 5. 09. E 10. 6. 11.

77 h. Sch. 35 892. Armierter Holzträger für Luftschiffgerippe. Johann Schütte, Danzig-Langfuhr. A 18. 6. 10. E 10. 6. 11.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUR	DR. S. FINSTERWALDER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR. N. JOUKOWSKY PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. R. EMDEN PROFESSOR AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	E. JOSSE PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

13. Mai 1911.

Heft 9.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge. Von A. Wagener in Danzig. (Fortsetzung aus Heft 8.) S. 109.
Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschrauben-Prüfung auf der Ila. Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Fortsetzung g.) S. 112.
Die mechanisch-graphische Lösung des Höhenproblems mit dem Voigtschen Instrument. Von Hans Boykow, k. u. k. Fregattenleutnant a. D. S. 116.

Französische Militärflüge und Erkundungsflugübungen. S. 120.
Konstruktive Fragen der Flugtechnik und ihre Lösung durch Wettbewerbe. Von Paul Béjeuhr. S. 121.
Bücher-Besprechungen. S. 123.
Patentschau. S. 124.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge.

Von A. Wagener in Danzig.

(Fortsetzung aus Heft 8.)

IV. Verteilung des Brennstoffes.

Die bekannten Spritzvergaser, die den Flüssigkeitspiegel mittels eines Schwimmers nahezu konstant in Höhe der Düsenmündung halten, und sich an Viertaktmaschinen gut bewährt haben, sind wahrscheinlich bei der Zweitaktmaschine weit weniger vorteilhaft verwendbar. Für diese Ansicht lassen sich mehrere Gründe beibringen, die man den Einzelheiten des Arbeitsverfahrens nachgehend am Wege findet und die der Hauptsache nach, wie man bei einiger Überlegung erkennt, daher stammen, daß bei der Zweitaktmaschine nicht der gesamten in den Kraftzylinder strömenden Luftmenge, sondern einem Teile davon, der Mischluft, Brennstoff zugeführt wird. Dieser Umstand erschwert es vornehmlich, eine Anordnung zu treffen, die ein besonders gut geregeltes und störungsfreies Arbeiten des Spritzvergasers gewährleistet, indem nämlich eine einzige Düse oder auch mehrere zu einem System vereinigte und in einem und demselben Gehäuse untergebrachte Düsen mehreren Zylindern derartig zugeordnet werden, daß die einander folgenden Saughübe einen Luftstrom erzeugen, der ununterbrochen und mit nur geringen Geschwindigkeitsänderungen an den Düsenmündungen vorbeizieht. Allerdings muß dahingestellt bleiben, ob diese eine Erwägung schon den Ausschlag gibt, und ob es überhaupt bei dem augenblicklichen Stand der

Erfahrungen möglich ist, die insgesamt für und gegen die Verwendung von Spritzvergasern sprechenden Gründe völlig richtig zu bewerten, aber so viel ist doch bestimmt zu erkennen, daß bei der Zweitaktmaschine den mit Schwimmern versehenen Spritzvergasern durch andere Einrichtungen der Rang in stärkerem Maße streitig gemacht wird als beim Viertakt.

Das Ausfließen des Brennstoffes, bezogen auf ein Arbeitsspiel, beginne im Zeitpunkte D_0 und ende im Zeitpunkte D_1 , so daß D_0 und D_1 die Zeit z_b der Brennstoffzufuhr begrenzen. Nun wurde schon im Abschnitt I darauf hingewiesen, daß D_1 vor A_1 , d. i. vor dem Ende der Luft-einströmung liegen muß. Bei der als Beispiel gewählten Grundform nach Fig. 1 bestimmt die Lage der Düse D_1 einen Querschnitt des Ventilstützens, der den Rauminhalt V der Druckleitung in zwei Teile zerlegt: der kleinere von diesen, der also bei dem genannten Querschnitte beginnt und sich bis zum Ventilteller erstreckt, möge V_d [m^3] messen. Wenn D_1 mit A_1 , Fig. 4, zusammenfielen, so würde der Raumanteil V_d von Gemisch erfüllt sein, das unmittelbar vor der Spülluft des nächsten Arbeitsspieles ausfließen müßte, und der darin enthaltene Brennstoff ginge infolgedessen verloren. Bei größeren Werten von V_d wären aber außerdem noch betriebstechnische Nachteile zu befürchten, da das vor der Spülluft in den Zylinder eintretende Gemisch bei der Berührung mit den heißen Rückständen leicht entflammt werden und die dann folgende ordnungswidrige Verbrennung schon wegen der mit ihr zusammenhängenden Druckänderungen den Fortgang des Ausfließens ungünstig beeinflussen könnte — ganz ab-

zusehen von weiteren Bedenken, deren Aufzählung sich erübrigt. Je besser es gelingt, den Raumanteil V_A einzuschränken, desto geringer ist die Luftmenge, die nach dem Zeitpunkte D_s an der Düse vorbeiströmen muß, um den Rest des Gemisches noch in den Kraftzylinder hinüberschieben, aber da gegen Ende des Ausfließens die Geschwindigkeit ihrem Mindestwert schon sehr nahe ist, und schließlich auch wohl V_A nicht ohne konstruktive Nachteile auf verschwindend kleine Werte herabgedrückt werden kann, so wird es wahrscheinlich immer geraten sein, D_s vor A_s zu legen und überdies der Sicherheit halber den Abstand beider eher etwas zu reichlich als gerade groß genug zu bemessen. Doch angenommen auch, es lasse sich unter günstigen Umständen D_s sehr nahe an A_s heranbringen, so werden sich immer noch für den Abstand der Zeitpunkte S_0 und D_0 d. i. für die Zeit des Ausfließens der Spülluft ansehnliche Werte ergeben; in der Regel wird z_b nicht viel größer als die Hälfte von z_e werden dürfen, und aller Voraussicht nach ist schon z_e unter sonst vorteilhaften Verhältnissen nicht unbeträchtlich kleiner als die Zeit eines Kolbenhubes, die bei der Viertaktmaschine beinahe ganz für die Zuführung des Brennstoffes ausgenutzt werden kann. Nun leuchtet es aber ein, daß die Verteilung des Brennstoffes auf die Mischluft desto vollkommener geregelt werden muß, je weniger Zeit dafür zur Verfügung steht. Denn sonst wäre zu befürchten, daß sich das Mischungsverhältnis über die gesamte Ladungsmenge eines Arbeitspulses zu bedeutend ändert, um während der kurzen Verdichtungszeit durch Diffusion noch einigermaßen ausgeglichen werden zu können. Die letzten Erwägungen legen, soweit die beachtenswertesten Möglichkeiten einer Lösung der Aufgabe gegenwärtig zu überblicken sind, den Gedanken nahe, jedem Zylinder seine eigene Brennstoffdüse zuzuweisen. Bei dieser Anordnung läßt sich jedenfalls, wie nachher an einem Beispiel gezeigt werden wird, die erwünschte Verteilung des Brennstoffes verwirklichen, und es fragt sich zunächst, welche Grundbedingungen dazu erfüllt werden müssen.

Die Kurve V in Fig. 18 kann aufgefaßt werden als eine Kurve der Geschwindigkeit, mit der im Verlauf des Ausfließens die Ausflußmenge d. i. die in Gewichtseinheiten ausgedrückte Menge der nach dem Kraftzylinder strömenden Luft zunimmt. Soll ein bestimmtes Mischungsverhältnis, z. B. $x_t = 15$, während der Gemischbildung konstant erhalten werden, so muß die Brennstoffausflußmenge mit einer Geschwindigkeit zunehmen, die zu jener durch die Kurve V dargestellten in einem konstanten Verhältnis steht. Denkt man sich nun den Brennstoff durch einen gegebenen Rohrquerschnitt f_b [m²] hindurchbewegt, so sieht man, daß für ihn diese Geschwindigkeit, mit der seine Ausflußmenge zunimmt, dasselbe bedeutet, wie die Geschwindigkeit w_b [m sk⁻¹], mit der f_b durchströmt wird, da der Brennstoff als Flüssigkeit einen Körper von verschwindend kleiner Dichteänderung vorstellt. Der auf die Zeit z_b entfallende Teil der Kurve V gibt daher, wenn die Ordinaten nach einem anderen, leicht zu bestimmenden Maßstab gemessen werden, Auskunft darüber, mit welcher Geschwindigkeit der Brennstoff den Querschnitt f_b in den einzelnen Zeitelementen durchfließen muß, sofern das gewollte Ergebnis erreicht werden soll. Demgemäß stellt der zugehörige Teil der Integralkurve IV den Weg s als Funktion der Zeit dar, den während der Zeit z_b ein Volumenelement $f_b ds$ der Flüssigkeit in einem Rohr vom konstanten Querschnitt f_b zurücklegt. Schließlich gilt die nämliche Wegkurve auch für den Kolben einer Brennstoffpumpe, der in diesem Rohr als seinem Zylinder fortschreitet und die an der Düsenmündung auszutreibende Flüssigkeitsmenge verdrängt. Die Kurve IV ist in Fig. 20 noch einmal aufgezeichnet, und zwar der auf z_e entfallende Teil als voll

ausgezogene Linie. Die Lage von D_s findet man folgendermaßen. Die in der Zeit von D_s bis A_s noch ausfließende Luftmenge ist $\mathcal{Q}_z - \mathcal{Q}' = V_b \gamma_m$, worin γ_m einen resultierenden Wert des spezifischen Gewichtes der das Ventilgehäuse erfüllenden Luft in bezug auf die von D_s und A_s begrenzte Zeit bedeutet. Sobald dieser Wert be-

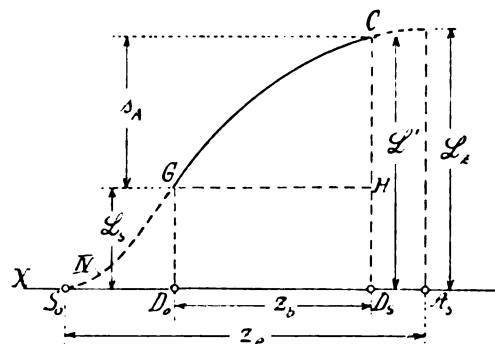


Fig. 20.

kannt ist, läßt sich \mathcal{Q}' , da V_b und \mathcal{Q}_z nach dem vorigen als gegeben anzusehen sind, berechnen und in das Diagramm eintragen, womit die Lage von D_s bestimmt ist. Zunächst mag man, da sich die Dichte gegen Ende des Ausfließens nur noch wenig ändert, für γ_m den zu A_s gehörenden Wert setzen, der ja der Kurve III, Fig. 16, entnommen werden kann. Damit erhält man einen etwas zu nahe bei A_s liegenden Punkt D_s' und kann, falls man nicht genauer berichtigen will, für γ_m jetzt den zu D_s' gehörenden Wert setzen, wonach ein Punkt D_s'' erhalten wird, dessen Abstand von A_s je nach dem Verlauf der Kurve IV schon etwas zu groß sein mag. Man kann auch, wie ohne weiteres zu sehen ist, von vornherein mehrere Punkte vor A_s willkürlich festlegen und für jeden von ihnen $\mathcal{Q}_z - V_b \gamma_m$ mit γ_m als dem jeweiligen Mittelwert berechnen, wonach eine Kurve einzutragen ist, die Kurve IV in C schneidet. Bedient man sich ferner der Beziehung $\mathcal{Q}_s = \frac{\mathcal{Q}_z}{\tau + 1}$, die unter den

Gleichungen im Abschnitt I zu finden ist, um \mathcal{Q}_s zu berechnen und maßstäblich als Ordinate einzutragen, so wird durch deren Fußpunkt die Lage von D_0 ebenfalls nicht genau bestimmt; in Fig. 20 ist also der Abstand von D_0 und S_0 zu groß. Auch dieser Fehler würde sich in ähnlicher Weise, wie vorher besprochen, praktisch beseitigen lassen, doch darf davon fürs erste unbedenklich abgesehen werden, was übrigens gleichermaßen in bezug auf die Bestimmung von D_s zu sagen ist. Denn man kann die Steuerung leicht so einrichten, daß es wenig Mühe kostet, während der Erprobung der Maschine diejenigen Mängel, die sich etwa als Folge der erwähnten Ungenauigkeiten bemerkbar machen, durch stufenweise fortschreitende Berichtigung der Einstellung wegzuschaffen, und es versteht sich ganz von selbst, daß man auf die Anwendung solcher einfachen und wirksamen Mittel nicht verzichten wird. Angenommen, die Lage von D_0 und D_s in Fig. 20 sei richtig, so wird die Brennstoffmenge \mathcal{V}_A durch die Strecke s_A maßstäblich dargestellt; GC ist danach für den Brennstoff die Kurve der Ausflußmengen, zu der GH als X-Achse gehört. Der Ordinatenmaßstab ergibt sich sofort aus der Erwägung, daß s_A [mm] auch eine Strecke S_A [m] des Kolbenhubes S der Brennstoffpumpe darstellt, dessen Wert nach $S_A f_b \gamma_b = \mathcal{V}_A$ zu bestimmen ist.

Zur Steuerung der Brennstoffdüse könnte beispielsweise eine Ventilanordnung benutzt werden, wie sie in Fig. 21 schematisch gezeichnet ist. Man denke sich das Gehäuse 1 mit dem Gewinde 2 in den Stützen des Ventils E, Fig. 1, befestigt und bei 3 die Düse D_1 aufgeschraubt,

an deren Mündung der austretende Brennstoff zerstäubt wird. Von dem Stutzen 4 führe eine Rohrleitung zu der an beliebiger Stelle angeordneten Brennstoffpumpe. Ruht das mit Doppelkegel versehene Ventil 5, wie in der Skizze dargestellt, auf dem unteren Sitz, so drückt die Pumpe durch 4 und 1 Brennstoff zur Düse D_1 . Das Austreiben soll im Zeitpunkte D_0 beginnen, wonach der obere Sitz um ein geringes vorher freigegeben werden muß. Da ferner im Zeitpunkte D_s die Brennstoffzuführung aufhören soll, so ist kurz vor D_s der untere Sitz freizugeben und in unmittelbarer Folge der obere zu schließen. Dann tritt, da der Druckhub der Pumpe noch nicht ganz beendet ist, eine geringe Brennstoffmenge in die Leitung zurück, die den Stutzen 6 mit dem Vorratsbehälter verbindet. Weiterhin stehen 6 und 4 zunächst während der Zeit des ganzen Saughubs in Verbindung, und der bei 6 mit einem gewissen Überdruck zufließende Brennstoff strömt der Pumpe zu. Der untere Sitz bleibt aber auch noch während eines Teiles der Zeit des sich anschließenden Druckhubes frei, so daß dann wieder eine rückwärtige Bewegung des Brennstoffes erfolgt usw. Das Ventil 5 mit seinen beiden Sitzen stellt also eine Vereinigung von Saug-, Druck- und Rücklaufventil dar. In Fig. 22 ist die Kolbenweglinie P der Brennstoffpumpe dargestellt, in die sich die Kurve GC nach Fig. 20 unter stetigem Übergang der Krümmung einfügen muß, eine Forderung, der innerhalb weiter Grenzen leicht entsprochen werden kann, wenn man den federbelasteten Pumpenkolben mit Hilfe eines Nockens bewegt. Diesen formt man von der gegebenen Kurve GC ausgehend so, daß eine bei G und C richtig anschließende Kolben-

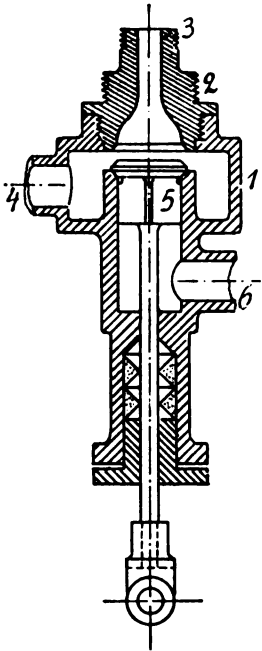


Fig. 21.

weglinie verwirklicht wird. Nun darf man wohl annehmen, daß man zu auskömmlichen Verhältnissen auch dann gelangt, wenn in einer gegebenen Linie P ein Ausschnitt zu finden ist, der mit der Kurve GC nach Fig. 20 nur annähernd übereinstimmt, und dem wird möglicherweise in besonderen Fällen die Kolbenweglinie des normalen Schubkurbelgetriebes genügen, wonach dann der Pumpenkolben auch mit Hilfe von Stirnkurbeln oder Exzentern bewegt werden könnte. Aber im allgemeinen dürfte bei ersten Ausführungen die Verwendung eines Nockens der viel größeren Wandlungsfähigkeit wegen vorzuziehen sein. Die Totpunkte O_1 und O_2 , Fig. 22, bestimmen die Zeit des Saughubes z_1 und die des Druckhubes z_2 , die in

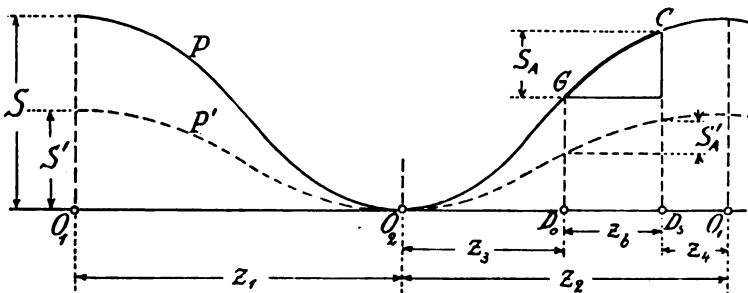


Fig. 22.

dreier Abschnitte zerfällt; während der Zeiten z_3 und z_4 wird die bei 4, Fig. 21, einströmende Flüssigkeit durch 5 und 6 zurückgeschoben. Die Ausflußzeit z_b ist der Größe nach (s. Fig. 20) dadurch gegeben, daß D_0 und D_s hinsichtlich der Lage zu S_0 und A_s , daher auch nach Fig. 14 zum Totpunkte O_a des Kraftkolbens in festen Beziehungen stehen. Die Zeit eines Arbeitsspiels, $z_1 + z_2$ in bezug auf Fig. 22, hängt von der Umlaufzahl n ab, während für z_1 und z_2 einzeln und ebenso für z_3 bzw. z_4 keine bestimmte Werte vorgeschrieben sind, da die Weglinie P innerhalb gewisser Grenzen beliebig gestaltet werden kann und gegen die Weglinie K des Kraftkolbens, Fig. 14, eine mehr oder minder große Phasenverschiebung aufweisen darf. Es ist nur zu fordern, daß der zum Druckhube gehörige Teil der Weglinie P ein mit der gegebenen Kurve GC sich nahezu deckendes Stück enthält.

Angenommen, S_A stelle maßstäblich die zu L_w gehörige Brennstoffmenge \mathfrak{M}_A dar und im gleichen Maßstabe gebe S_A' der gebrochenen Weglinie P' den dem Leerlauf entsprechenden Wert von \mathfrak{M}_A an. Dann können P und P' als Grenzen einer Schar von Kurven gelten, die so beschaffen sind, daß die durch irgendein Zeitelement bestimmten Ordinaten zu den entsprechenden Ordinaten eines beliebigen anderen Zeitelementes jeweilig in demselben Verhältnis stehen. Trägt man 2 oder 3 gleichmäßig abgestufte Kurven dieser Art ein, so kennzeichnen diese einschließlich der Grenzkurven P und P' genügend angenähert die Gestalt eines abgeschrägten Nockens, mit dessen Hilfe sich die für ein Arbeitsspiel zu verbrauchende Brennstoffmenge nach der jeweiligen Belastung einregeln läßt.

Sollte die Zuführung des Brennstoffes genau nach der in Fig. 20 dargestellten Kurve GC erfolgen, so müßte sich für die Geschwindigkeit des Ausfließens in den Zeitpunkten D_0 und D_s je ein unstetiger Übergang ergeben, was ja in Wirklichkeit nicht eintritt. Aber die Masse der von dem oberen Ventilsitz, Fig. 21, und der Düsenmündung begrenzten Flüssigkeitssäule kann so gering gehalten werden, daß mit relativ mäßigen Kräften sehr hohe Beschleunigungen zu erzielen sind, und danach bestehen praktisch keine Bedenken gegen die Unzulänglichkeit der Voraussetzung. Es bedarf kaum der Erwähnung, daß es sich bei der Bearbeitung solcher Einzelaufgaben gewöhnlich nur darum handelt, welcher Grad der Annäherung mit Rücksicht auf die Zweckdienlichkeit des Ganzen zu erstreben sein wird; den vielen Unvollkommenheiten gegenüber, mit denen man sich auch unter besonders günstigen Umständen abfinden muß, ist stets die Frage am Platze, ob die strenge Verwirklichung des gerade betrachteten einzelnen Vorganges, selbst wenn sie zu ermöglichen sein sollte, einer mit weniger Mühe erreichbaren Annäherung wirklich überlegen ist. Im vorliegenden Falle z. B. bleibt zu bedenken, daß beim Ausfließen des Brennstoffes die erwähnte Gesetzmäßigkeit der Geschwindigkeitsänderung allein das Zustandekommen der beabsichtigten Gemischbildung noch nicht gewährleistet. Vielmehr muß außerdem die in jedem Zeitelement austretende Brennstoffmenge über den Querschnitt des die Düse umfließenden Luftstromes auf ganz bestimmte Weise verteilt werden, so nämlich, daß die einzelnen Stromfäden desto mehr Brennstoffteilchen aufnehmen, je größer ihre Geschwindigkeit ist. In welchem Maße sich das durch die Art der Zerstäubung erzwingen läßt, darüber sind nur auf dem Versuchswege nähere Aufschlüsse zu erlangen. Immerhin liegen entschieden einfachere Verhältnisse vor, wenn für einen annähernd richtigen Verlauf der Geschwindigkeitsänderung vorgesorgt ist.

(Fortsetzung folgt.)

Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschraubenprüfung auf der Ila.

Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Fortsetzung.)

A) Standversuche.

Für den nationalen Luftschrauben-Wettbewerb waren nach den Bedingungen nur »Marschpropeller mit konstanter Steigung« zugelassen, die bei höchstens 5 m Durchm. am Fixpunkt mindestens 300 kg Schub, bei höchstens 3 m Durchm. mindestens 150 kg entwickeln mußten. Die Bewertung geschah nach einer von Dipl.-Ing. C. Eberhardt aufgestellten Formel:

$$N_i^2 \cdot r \cdot G \text{ soll ein Minimum sein.}$$

Dabei bedeutet N_i die Leistungsaufnahme der Schraube in PS bei der geforderten Zugkraft, r den größten Radius und G das Gewicht der Schraube.

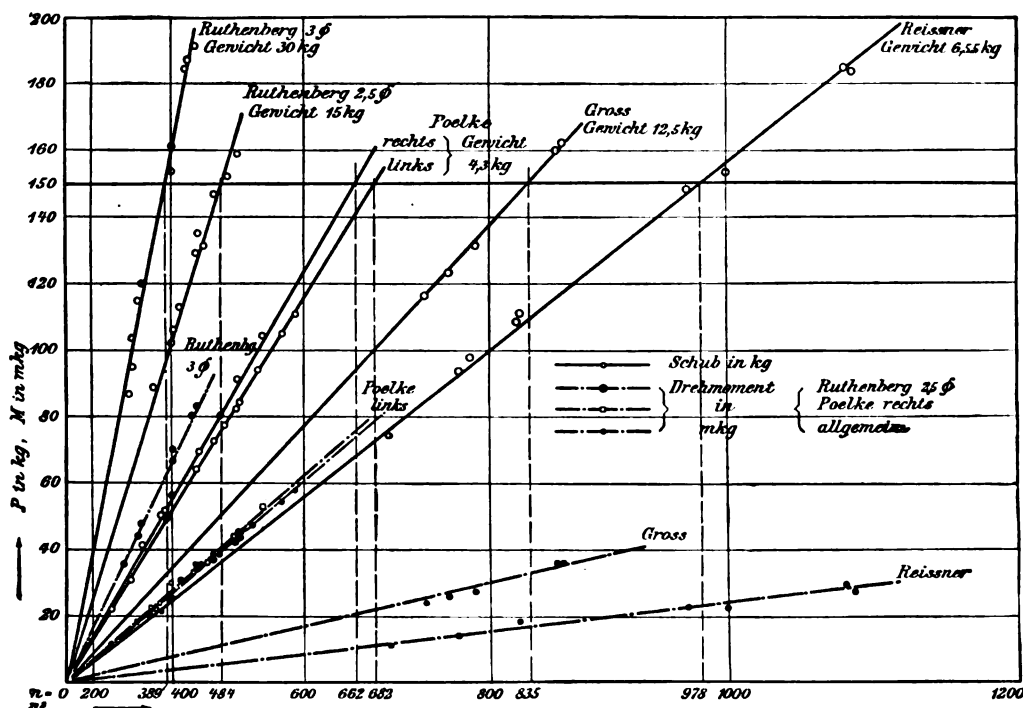


Fig. 8. Ergebnisse der Standversuche.

Durch die Einführung des Faktors r in die Berechnungsformel kommt die Raumaussnutzung, durch die des Eigengewichtes G das Konstruktionsgewicht zur Geltung. Die Leistungsaufnahme der Schraube ist in der Formel in der zweiten Potenz vertreten, da geringer Arbeitsbedarf der Schraube in der Praxis die Hauptrolle spielt und auf die Gewichtsverhältnisse des Fahrzeuges einen tiefergehenden Einfluß auszuüben vermag, als dies durch das Konstruktionsgewicht der Schraube geschehen kann. Setzen wir z. B. eine 20 stündige Arbeitsdauer voraus, und nehmen wir das Gewicht des Motors pro PS = 4 kg, ferner den Benzinverbrauch pro PS-Stunde zu 250 g an, so entspricht jede Pferdestärke, welche die Schraube zur Erzielung der gewünschten Zugkraft weniger braucht, einer Gewichtsersparnis von $4 + 0,250 \cdot 20 \text{ kg} = 9 \text{ kg}$.

Die Hauptergebnisse der für die zweite Gruppe des nationalen Wettbewerbes in Frage kommenden Schrauben sind in Fig. 8 zusammengestellt. Als Abszissen sind die Quadrate der Tourenzahlen aufgetragen, denen dann die eingezeichneten Schübe und Drehmomente als Ordinaten entsprechen. Die dem vorgeschriebenen Schub von 150 kg zukommende Umdrehungszahl ist durch eine gestrichelte Linie besonders hervorgehoben. Es sei noch darauf auf-

merksam gemacht, daß in die Bewertungsziffer noch das Gewicht eingeht, wodurch sich der Abstand der einzelnen Propeller noch etwas verschiebt. Aber auch ohne die Hinzuziehung der Gewichte ist es deutlich erkennbar, wie die schmalen glatten Propellerflügel den geforderten Schub mit dem kleinsten Drehmoment, allerdings mit höherer Tourenzahl, erreichen, wie dann dickere, aber gewölbte Flügel folgen, und wie endlich nach verhältnismäßig schmalen, aber wenig geglätteten Schrauben die Flügel mit radial nach außen stark wachsender Fläche kommen, wobei sich die Umdrehungsgeschwindigkeit stetig verringert. Auf folgende sehr wichtige Erscheinung möchte ich noch besonders hinweisen: Die zusammengehörigen Punkte der einzelnen Propeller, d. h. Schub und Drehmoment, liegen in guter Übereinstimmung auf Geraden, die durch den Nullpunkt gehen; die Schubkraft und das zu ihrer Erzeugung notwendige Drehmoment wächst also in guter Übereinstimmung mit den bestehenden Theorien mit dem

Quadrate der Tourenzahl, woraus sich eine gute Kontrolle der Versuche ergibt.

In den nächsten Abbildungen Fig. 9 und 10 sind die Manometer-Bulletins zweier verschieden großer Schrauben wiedergegeben, aus denen sich allerlei interessante Dinge herauslesen lassen.

Während ersteres recht deutlich zeigt, wie bei den Standversuchen der Propellerschub unmittelbar jeder, auch der geringsten Änderung des Drehmoments folgt, die ihrerseits wieder durch Verändern der Tourenzahl hervorgerufen ist, ist letzteres insofern interessant, als aus ihm etwas über die Grenze der Brauchbarkeit von Standversuchen im allgemeinen zu ersehen ist. Diese Versuche fanden in der großen Bierhalle auf dem Ausstellungsgelände statt, und zwar drückten die Schrauben die Luft durch das große Tor nach

außen, während durch die vielen Fenster frische Luft nachströmen konnte. Da das Tor aber nur etwa 4 m hoch war, während die Oberkante des 5 m-Propellers fast 6,3 m über Fußboden maß, konnte sich hinter der Schraube keine glatt abfließende Luftsäule bilden, vielmehr konnten nur die unten liegenden Teile dieser Luftsäule ungehindert ins Freie gelangen, während die obere Luftschicht sich staute und in der Halle weiterströmte. Die Flügel fanden daher zeitweise zurückfließende Luft, d. h. größeren Widerstand vor und erzeugten daher verschieden großen Schub, was sich durch ähnliche Schwingungen der Schubkurve zum Ausdruck bringt, während das Drehmoment keinerlei Abweichungen zeigt. Natürlich steigerten sich die Störungen des fortgeschobenen Luftstromes mit den Tourenzahlen, was sich ebenfalls deutlich im Diagramm ausprägt. Die so eigenartigen Luftströmungen ließen sich sehr hübsch durch kleine Fähnchen nachweisen, die mittels Stangen hinter dem Propeller aufgestellt waren. Während die tiefer sitzenden Fähnchen einen konstant von der Schraube abfließenden Luftstrom anzeigten, flatterten die etwas höher angebrachten unruhig hin und her, wohingegen die obersten manchmal direkt auf den Propeller zuwehten. Das ganze Vorkommnis gibt über den Wert

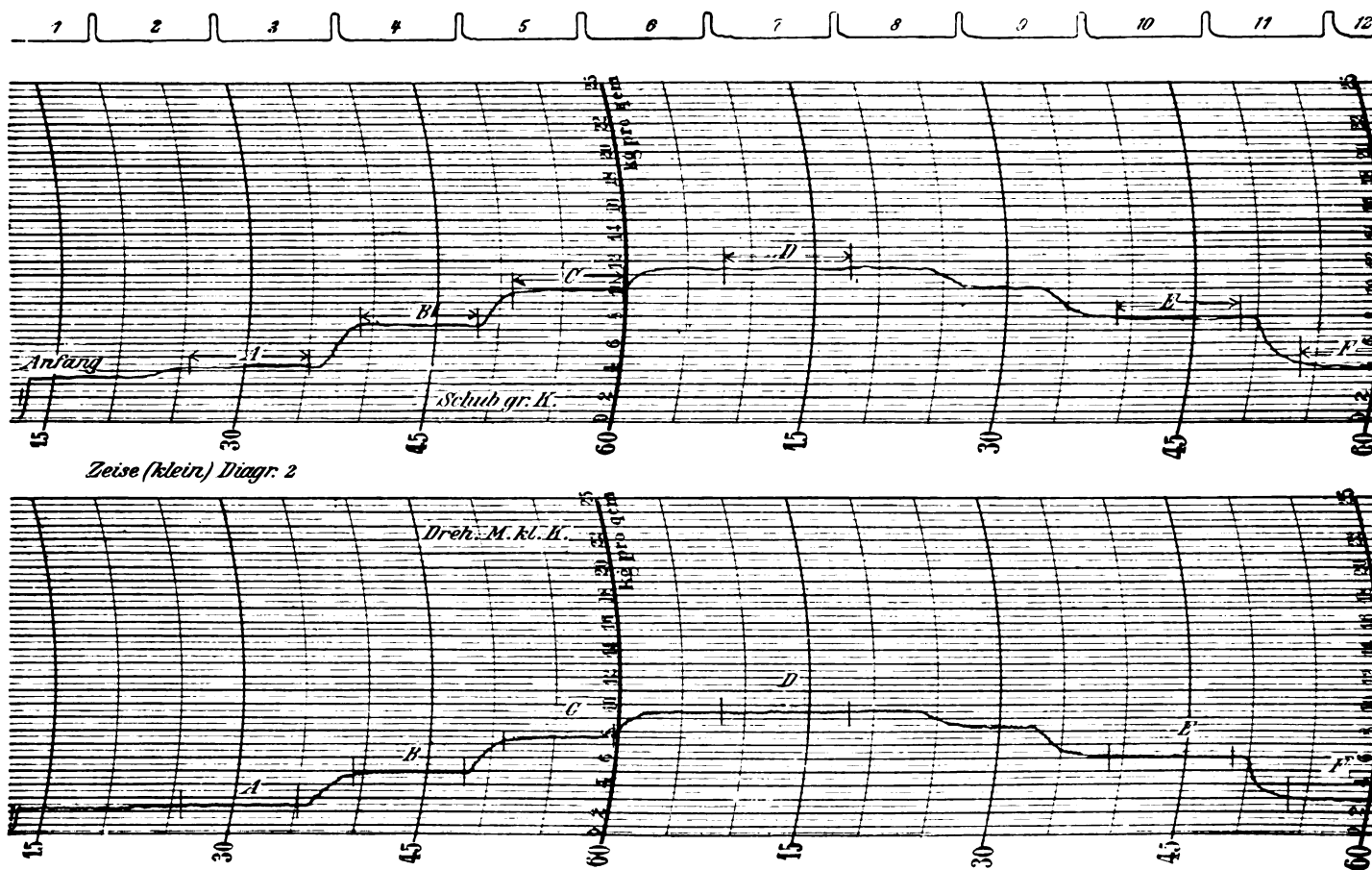


Fig. 9. Manometer-Diagramm; Standversuch mit kleiner Zeise-Schraube.

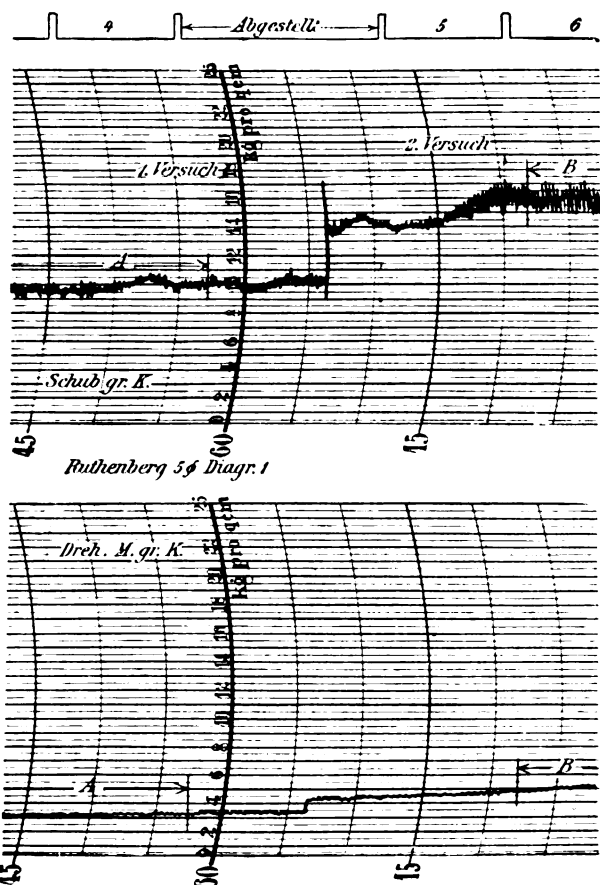


Fig. 10. Manometer-Diagramm; Standversuch mit 5 m Durchmesser Ruthenberg-Schraube.

werden gewisse Beeinflussungen durch die Wände vorhanden gewesen sein, wenn sie auch nicht nachzuweisen waren. Will man nun aber die Turbulenz des Windes ausschließen — und das ist der einzige Grund, der stets gegen die Fahrversuche zugunsten der Standprüfungen geltend gemacht wird — so muß man, wenn auch in größeren Entfernungen, Wände aufrichten, wodurch man sicher irgendwelche Beeinflussungen der Luftzufuhr oder des abfließenden Luftstromes mit in den Kauf nehmen muß, ohne sich jedoch gegen die Einwirkung des Windes auf die offene Seite der Halle überhaupt schützen zu können.

B) Fahrversuche.

Für den internationalen Propeller-Wettbewerb waren für die Zulassung der Luftschrauben keinerlei Bedingungen aufgestellt. Sie sollten lediglich vor den eigentlichen Versuchen einer Schleuderprobe (Prüfung der Festigkeit gegen Zentrifugalkräfte) bei dem 1,2 fachen der maximalen Betriebstourenzahle unterworfen werden. Der Wettbewerb hatte drei gesonderte Unterteilungen, denen besondere Aufgaben gestellt waren, an deren Lösung sich sämtliche Teilnehmer gleichmäßig beteiligten. Den einzelnen Aufgaben lagen Bewertungsformeln zugrunde, die von Herrn Prof. Dr. Prandtl aufgestellt waren.

Zunächst wurde abgeleitet:

1. der Wirkungsgrad η des Propellers (d. h. das Verhältnis der gewonnenen Arbeit zu der aufgewandten Arbeit) durch die Beziehung

$$\eta = \frac{P \cdot v}{M \cdot c};$$

2. der Gütegrad der Raumaussnutzung ζ . Das theoretische Wirkungsgradmaximum tritt ein, wenn der Propeller hinter sich einen geschlossenen Luftstrom von

der Standversuche doch zu denken: Der verfügbare Raum zeigte schon recht erhebliche Abmessungen, trotzdem

gleichmäßiger Stärke erzeugt. Ist w die Geschwindigkeit dieses Luftstroms und m die sekundlich durch den Propeller gehende Luftmasse, so ist die Kraftentfaltung des Propellers

$$P = m \cdot w.$$

Ist die Fahrgeschwindigkeit v , so ist die Nutzleistung des Propellers gleich Pv , die aufgewandte Leistung ist um den Betrag $\frac{m w^2}{2} = \frac{P w}{2}$ größer, also gleich $P \left(v + \frac{w}{2} \right)$, so daß der theoretische Wirkungsgrad

$$\eta' = \frac{v}{v + \frac{w}{2}}$$

wird.

Daraus, daß die aufgewandte Leistung auch als das Produkt der Kraft P mit der relativen Durchtrittsgeschwindigkeit der Luft durch die Propellerebene dargestellt werden kann, folgt nun, daß diese die Größe $v + \frac{w}{2}$ haben muß; hiermit ergibt sich die durch den Propeller mit dem Halbmesser r strömende sekundliche Masse zu $m = \frac{\gamma}{g} \pi r^2 \left(v + \frac{w}{2} \right)$.

Eliminiert man aus vorstehenden Gleichungen die Größe w , so ergibt sich, wenn zur Abkürzung die Größe $\eta = \frac{P \cdot g}{\gamma \cdot \pi \cdot r^2 \cdot v^2}$ eingeführt wird, der theoretische Wirkungsgrad zu $\eta' = \frac{1}{1/2 + \sqrt{1/4 + \eta}}$. Der Gütegrad ξ ergibt sich nun als das Verhältnis des Wirkungsgrades des Propellers zu dem Wirkungsgradmaximum, das ein idealer Propeller von gleichem Außendurchmesser $2r$ bei der beobachteten Fahrgeschwindigkeit v und Schubkraft P erreichen könnte.

Also

$$\xi = \frac{\eta}{\eta'} = 1/2 + \sqrt{1/4 + \eta}$$

3. Endlich wurde als Maßzahl für die Eignung eines Propellertyps zur direkten Kupplung (also für die Eignung als Schnellläufer) die Größe

$$\vartheta = \frac{P^2}{M^2 \cdot \omega} \sqrt{\frac{P \cdot g}{\gamma}}$$

ermittelt.

Diese Formel ist das Produkt des Wirkungsgrades η mit der dimensionslosen Größe

$$\frac{P^2}{M^2 \cdot \omega} \sqrt{\frac{g}{\gamma}}$$

welche als Wertziffer für die Kraftentfaltung bei gegebenem Drehmoment M des Motors und gegebener Fahrgeschwindigkeit v aufzufassen ist; da nun die Kraftentfaltung bei gegebenem Drehmoment am größten bei gewissen, sehr hohen Umdrehungszahlen ist und hierbei gleichzeitig die Wirkungsgrade sehr klein werden, so sollte die Multiplikation mit η einen gewissen Ausgleich schaffen. Die verschiedenen Werte, welche die drei Maßzahlen η , ξ und ϑ für verschiedene Betriebszustände ein und desselben Propellers annehmen, wurden als Ordinaten zu der den Betriebszustand charakterisierenden Größe $\lambda = \frac{v}{r \cdot \omega}$ als

¹⁾ Vgl. hierüber den Aufsatz von L. Prandtl: Bemerkungen über Dimensionen und Luftwiderstandsformeln; diese Zeitschrift Jahrg. I, S. 157 ff.

Schema.

Nr.	Datum	Barometerstand	Luft		Propeller	Über- setzungs- verhältnis	Äuß. r m	Inn. Radius r ₁ m	Teile des Dia- grammes	Propeller- Touren- zahl n	Winkel- geschw. ω	Schub P		Drehmoment M		Pferde- stärken Ni	v m	w m	$\frac{w}{2}$	η	ξ	φ	ψ	μ	λ	
			Feuch- tigkeit	Tempe- ratur								abge- lesen	eff. kg	abge- lesen	eff. mkg											
17	24.4. 10	6.2	S	1.188	Reißer- klein	27.10	1.05	0.15	A	880	91.8	4.8	68	5.75	20.3	24.9	14.25	10.78	0.405	0.520	0.681	3.31	0.0175	0.0049	0.148	
										B	1012	106	6.55	93.5	7.2	25.4	36.0	13.31	10.96	0.625	0.559	0.631	3.5	0.0180	0.0047	0.120
											972	101.8	6.5	93	7.2	25.4	34.5	14.25	11.00	0.546	0.507	0.705	3.55	0.0194	0.0050	0.133
											972	101.8	6.2	87.7	6.8	24	32.6	15	11.08	0.467	0.526	0.705	3.55	0.0184	0.0048	0.140
											850	89	4.6	65	5.4	19	22.6	15	10.80	0.347	0.575	0.734	3.05	0.0177	0.0047	0.100
									C	1012	106	6.6	93.2	7.62	26.9	38.1	16.91	10.28	0.388	0.558	0.723	3.21	0.0180	0.0050	0.152	
											972	101.8	6.2	87.7	7	24.7	33.5	16	10.60	0.412	0.558	0.730	3.30	0.0183	0.0049	0.153
											865	90.6	4.85	68.7	5.75	20.3	24.5	15.5	10.8	0.343	0.580	0.736	3.01	0.0174	0.0048	0.163
										D	1012	106	7.32	103.3	7.97	28.1	39.8	11.13	8.13	0.995	0.388	0.604	3.75	0.0205	0.0052	0.100
											1012	106	6.7	94.7	7.85	27.7	39.2	14.48	10.02	0.540	0.471	0.651	3.59	0.0186	0.0049	0.130
									1052	110.1	6.8	96.1	7.8	27.5	40.4	15.51	11.00	0.478	0.488	0.660	3.60	0.0179	0.0048	0.134		
									1052	110.1	6.3	89	7.58	26.8	39.3	17.8	11.10	0.307	0.568	0.716	2.96	0.0165	0.0047	0.161		
									931	97.5	4.75	67.2	5.85	20.6	26.8	17.7	11.2	0.261	0.586	0.724	2.68	0.0156	0.0046	0.172		
									907	95	4.80	67.8	6	21.2	25.6	18.09	10.9	0.248	0.608	0.748	2.25	0.0145	0.0045	0.183		
									890	93.3	4.2	58.4	5.7	20.1	25	17.35	10.87	0.235	0.589	0.730	2.41	0.0146	0.0046	0.177		
									586	61.4	2.3	32.5	3.85	13.6	11.2	14.27	9.88	0.200	0.560	0.650	0.64	0.0094	0.0037	0.222		

Abszisse aufgetragen und die sich ergebenden Kurven der Bewertung zugrunde gelegt.

Die aus den einzelnen Versuchsreihen — sowohl bei den Prüfungen auf dem Stande als auch bei den Erprobungen in der Fahrt — erlangten Werte wurden zunächst in Tabellen nach nebenstehendem Schema eingetragen, aus denen später die Kurvenblätter hervorgingen.

Zu den einzelnen Rubriken ist noch zu bemerken: Übersetzungsverhältnis bedeutet Übersetzung zwischen Motor- und Propellerwelle; die dann folgenden großen Buchstaben beziehen sich auf den begrenzten Teil des Diagramms, der zur Auswertung herangezogen ist.

Zur Erklärung des Rechnungsganges möge die kleine Reißner-Schraube als Beispiel dienen.

Von allen Prüffahrten liegen Diagramme wie Fig. 11 vor, zu denen dann noch entsprechende Streifen des Chrono-

graphenpapiers gehören (Fig. 12 für Fahrt B und C). Es werden nun auf diesen Streifen Teile herausgesucht, bei denen ein genügender Beharrungszustand geherrscht hat, sind, daß also die Null-Linie beim Strich 3 liegt. Dies wurde durch ein Zusatzgewicht hervorgerufen, das an die Druckstange gehängt war, um bei den kleinen Drucken

zahl bedingt ist. Für diese besonders geeigneten Strecken werden nun die korrespondierenden Abschnitte auf dem Manometer-Bulletin gesucht, wobei die vorerwähnte Einrichtung des Zeitschreibers sich sehr gut bewährt, indem jeder Lücke des Chronographenstreifens ein Ausschlag auf dem Manometerpapier entspricht, so daß in unserem Beispiel stets die kleinen Buchstaben zusammengehören. Die untere Schubkurve ist unter Benutzung des großen Kolbens aufgezeichnet, jedes kg/cm entspricht also nach dem Querschnitt $\frac{6^2 \pi}{4} = 28,3$ kg, im Fall II z. B. $6,6 \cdot 28,3 = 186,4$ kg. Nun ist aber durch den Winkelhebel die Schubkraft des Propellers im Verhältnis 2 : 1 in die Druckstange geleitet, also ergibt sich ein wirklicher Schub von 93,2 kg. Bei der Aufschreibung des Drehmoments ist vermerkt, daß von der Aufzeichnung 3 kg/qcm abzuziehen

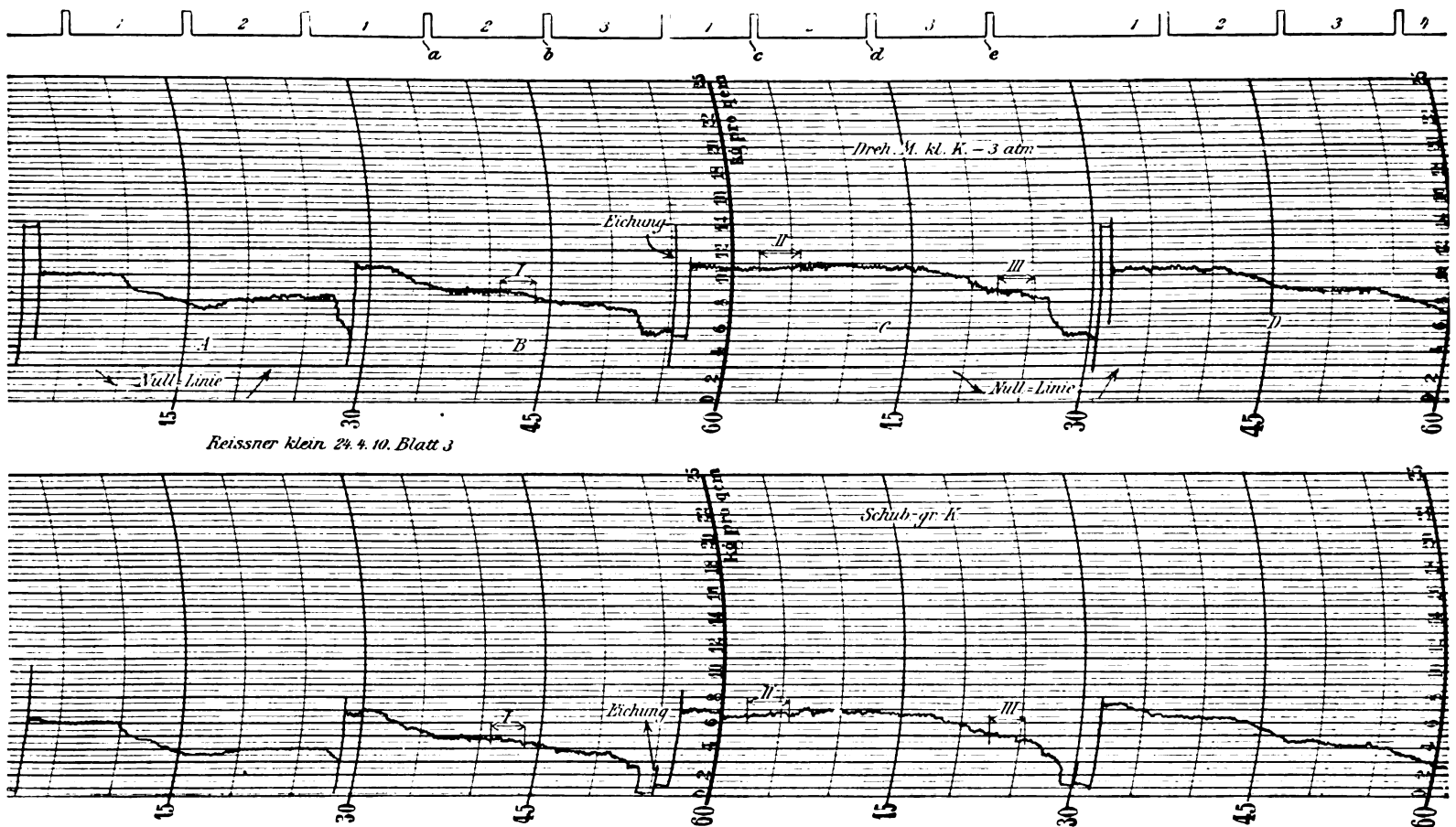


Fig. 11. Manometer-Diagramm; Fahrversuch mit der kleinen Reißner-Schraube.

graphenpapiers gehören (Fig. 12 für Fahrt B und C). Es werden nun auf diesen Streifen Teile herausgesucht, bei denen ein genügender Beharrungszustand geherrscht hat,

sind, daß also die Null-Linie beim Strich 3 liegt. Dies wurde durch ein Zusatzgewicht hervorgerufen, das an die Druckstange gehängt war, um bei den kleinen Drucken

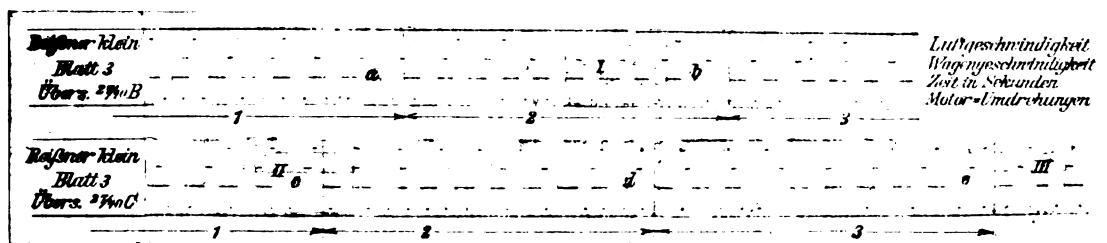


Fig. 12. Originalstreifen vom Chronographenpapier.

d. h. bei denen entweder eine nahezu konstante Wangengeschwindigkeit aufgezeichnet ist, oder bei denen eine wenig merkliche Änderung dieser Wangengeschwindigkeit doch nur durch gleichzeitige Änderung der Motortouren-

bestimmt aus dem Reibungsgebiet des kleinen Kolbens herauszukommen, welches Verfahren häufig angewendet werden mußte. Das Drehmoment überträgt sich auf die Druckstange durch einen Hebelarm von 0,5 m, also ent-

spricht beim gleichen Beispiel der Druck von $10,62 - 3 = 7,62 \text{ kg/qcm}$ bei einem Querschnitt des kleinen Kolbens von $\frac{3^2 \pi}{4} = 7,07 \text{ qcm}$; $7,62 \cdot 0,5 \cdot 7,07 = 26,9 \text{ mkg}$.

Für unser Beispiel ergibt sich nun aus der oberen — der Anemometer-Punktreihe eine Geschwindigkeit des Propellers gegen die Luft von 16 m/Sek. ; hierzu kommt noch die Anemometerkorrektur, die für diese Geschwindigkeitsablesung $0,975$ beträgt, so daß sich die wirkliche Geschwindigkeit zu $v = 15,6 \text{ m/Sek.}$ errechnet. Aus der zweiten Reihe bestimmt sich die Wagengeschwindigkeit $w = 0,715 \cdot 15,28 \text{ m} = 10,8 \text{ m/Sek.}$ In analoger Weise ergibt das Diagramm eine Motortourenzahl von $4,25 \cdot 15 \cdot \frac{60}{3} = 1275 \text{ Touren}$, woraus sich die Propellerumdrehungen durch Einfügen der Übersetzung $\frac{27}{10}$ zu $n = 865/\text{Minute}$ bestimmen.

Recht zweckmäßig ist es, die Bewertung größen sofort nach dem Ausrechnen in ein Koordinatensystem einzufügen, dessen Abszissen die einzelnen Werte von λ bilden, während ι , ζ und ϑ in einem passenden Maßstab als Ordinaten aufgetragen werden. Auf diese Weise ergibt sich schon nach wenigen Punkten aus dem Verlauf der Verbindungskurve dieser Punkte eine gute Kontrolle der Rechnungen, die bei besonders herausfallenden Punkten sofort eine Nachprüfung veranlaßt.

(Fortsetzung folgt.)

Die mechanisch-graphische Lösung des Höhenproblems mit dem Voigtschen Instrument.

Von Hans Boykow, k. u. k. Fregattenleutnant a. D.

In jüngster Zeit wurde von der Motorluftschiff-Studiengesellschaft ein Instrument herausgebracht, welches die rein graphische Lösung des Höhenproblems ermöglicht. Seit Kapitän Sumner im Jahre 1837 die sog. Standlinie entdeckte, hat die auf ihr beruhende Rechnungsmethode allmählich in der astronomischen Navigation den ersten Platz erobert, und zwar dominiert die Tangentenmethode, wie sie in der Rechnung nach Marq de Saint-Hilaire jetzt allgemein angewendet wird. Die eigentliche Sumnermethode, welche Seinen der Standlinie auswertet, hat nur mehr historisches Interesse.

Jede astronomische Ortsbestimmung ist eine Auflösung des nautischen Positionsdreiecks (s. Fig. 1), welches Gestirn,

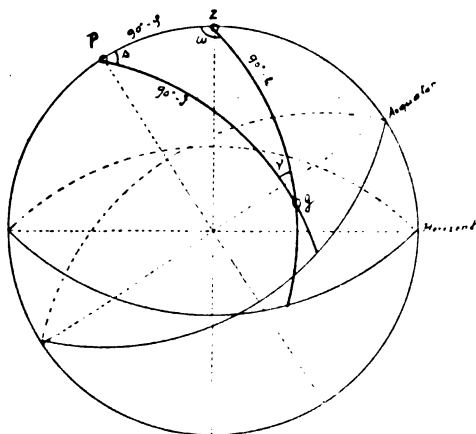


Fig. 1.

Zenit und Himmelspol zu Eckpunkten hat, und dessen Seiten durch die Komplemente von Breite (φ), Deklination (δ) und Höhe (h) gebildet werden. Die drei Winkel sind das Azimut (ω), der Sekundenwinkel (s) und der parallaktische Winkel (γ). Nach der alten Breiten- und Längenmethode fand man mit Hilfe der bekannten Deklination der beobachteten Höhe der Greenwicher Zeit und der geigten Breite eine angenäherte

Länge. Dem so erhaltenen Punkt (geigte Breite und angenäherte Länge) fügte man die Versiegelung bis zum Moment der zweiten Beobachtung hinzu, aus welcher man die Breite errechnete. Die so erhaltene Breitendifferenz benutzte man dann wieder zur Korrektur der Länge.

Mit der Einführung der Standlinie in die Navigation wurde der Rechnungsmodus ein völlig anderer. Denkt man sich das Positionsdreieck auf die Erde projiziert, so erhält man ein Dreieck, welches als Endpunkte einen Erdpol, den Standort des Beobachters und den Projektionspunkt des Gestirns enthält, welcher durch die Koordinaten, Deklination und Greenwicher Zeit der Beobachtung fixiert ist. Der Standort wäre also durch Höhe und Azimut nach Breite und Länge fixiert (s. Fig. 2). Ein genaues Azimut zu messen

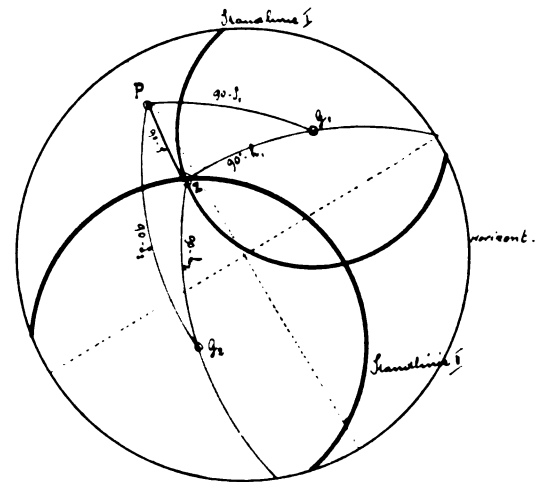


Fig. 2.

ist aber in der Navigation unmöglich, man kann höchstens mit ca. 1° Genauigkeit rechnen. Nun ist es aber klar, daß alle Orte, von denen aus im selben Augenblick dieselbe Höhe desselben Gestirns beobachtet wird, auf einem Kreise liegen, dessen sphärischer Radius gleich der Zenitdistanz, d. i. dem Komplement der Höhe des Gestirns ist. Dieser geometrische Ort des Beobachtungspunktes ist die Standlinie. Beobachtet man gleichzeitig ein anderes Gestirn, so erhält man einen zweiten geometrischen Ort und der Schnittpunkt der beiden Standlinien ist der Beobachtungspunkt. In der Regel erhielte man zwei Schnittpunkte, doch sind dieselben, wenn die beobachteten Höhen nicht gar zu groß sind, so weit voneinander entfernt, daß ein Zweifel, welcher von ihnen der Position entspricht, ausgeschlossen erscheint. Derselbe Fall tritt ein, wenn man nur ein Gestirn (die Sonne) zur Verfügung hat. Man muß dann abwarten, bis das Gestirn sich infolge der Erddrehung so weit am Himmel verschoben hat, daß die neubeobachtete Standlinie einen günstigen Schnitt mit der ersten ergibt. Die erste Standlinie muß dann um den Betrag der inzwischen vor sich gegangenen Ortsveränderung (Versiegelung) verschoben werden.

Der französische Seeoffizier Marq de Saint-Hilaire hat einen Rechnungsmodus aufgestellt, dessen graphische Lösung ohne logarithmische Rechnung das sinnreiche Instrument von Voigt ermöglicht.

Nach der Methode von Marq de Saint-Hilaire geht man von dem geigten Punkte aus, der ja auch ein Punkt in einer Standlinie ist. Für diesen Punkt rechnet man nach den Formeln

$$\sin h = \cos(\varphi - \delta) - 2 \sin^2 \frac{s}{2} \cos \varphi \cos \delta$$

oder (bei Höhen über 85°)

$$2 \sin^2 \frac{90^\circ - h}{2} = 2 \sin^2 \frac{\varphi - \delta}{2} \sec^2 \omega$$

und

$$\tan \omega = \frac{\sin^2 \frac{s}{2} \cos \varphi \cos \delta}{2 \sin^2 \frac{\varphi - \delta}{2}}$$

Höhe und Azimut bzw. entnimmt das Azimut einer Tafel.

Durch Höhe und Azimut ist die Standlinie für den ge-
güßten Punkt bestimmt, und man kann mit hinreichender
Genauigkeit (bis zu Höhen von etwa 85°) die Tangente für die
Standlinie substituieren. Beobachtet man nun im gerechneten
Zeitpunkt eine Höhe des betreffenden Gestirns, so wird sich
ein Unterschied zwischen gerechneter und beobachteter Höhe
ergeben, d. h., man befindet sich tatsächlich auf einer anderen
Standlinie, und da alle Standlinien für ein gegebenes Gestirn
und einen gegebenen Zeitpunkt konzentrische Kreise auf der
Erdoberfläche darstellen, so ergibt sich, daß die tatsächliche
Standlinie parallel zur gerechneten läuft mit der Höhen-
differenz als Abstand, und zwar wenn die beobachtete Höhe
größer ist (Zenitdistanz also kleiner) näher zum Fußpunkte
des Gestirns (an der Richtung des Azimuts), im umgekehrten
Falle entfernter.

Man muß also für einen gegüßten Punkt eine Standlinie
errechnen. Das Instrument von Voigt beruht nun darauf,
daß die Bestimmungsstücke der Standlinien für einen be-
stimmten Punkt gerechnet sind; dieser Punkt bildet gewisser-
maßen den gegüßten Punkt. Nun ist die Methode Marcq
de Saint-Hilaire auf der üblichen Merkatorschen Karte nur
anwendbar, wenn der Unterschied zwischen gegüßtem und
wirklichem Standort klein ist. Das Voigtsche Instrument
bedingt aber einen ev. sehr großen Abstand. Dieses Hindernis
wird durch eine geeignete Projektion der Karte beseitigt.
Es ist dies eine Azimutalprojektion mit radialer Abstands-
treue, also eine differenzierte gnomonische Projektion. Für den
Projektionspunkt ist die Karte winkeltreu, d. h. alle Punkte auf
einem Durchmesser beobachten im selben Augenblick denselben
parallaktischen Winkel eines bestimmten Gestirnes.¹⁾ Ferner
besitzt die Projektion radiale Abstandstreue, daher sind alle
Punkte, die auf der Karte den gleichen Abstand vom Pro-
jektionspunkt haben, auch in Wirklichkeit gleich weit von ihm
entfernt. Daraus folgt, daß die Standlinie für ein Gestirn,
dessen Fußpunkt mit dem Projektionspunkt zusammenfällt,
als Kreis erscheint. Je weiter sich der Fußpunkt des Gestirns
vom Projektionspunkt der Karte entfernt, desto mehr weicht
die Projektion der Standlinie von der Kreisform ab, doch
kann der Teil der Linie, welcher dem Projektionspunkt zu-
nächst liegt, wenn derselbe nicht allzu weit entfernt ist
(bis etwa 300 Seemeilen) in der Praxis mit vollkommen
genügender Genauigkeit durch einen Kreisbogen ersetzt werden.
Überhaupt stellt diese Projektion für ein enges Gebiet die
Erdoberfläche fast ohne jede Verzerrung dar und können
Distanz und Winkelfehler bis zu einer Entfernung von zirka
180 Seemeilen vom Projektionspunkte in der Praxis vernach-
lässigt werden. So beträgt in diesem Abstände der Fehler
in den seitlichen Distanzen (wie er durch die Krümmung der
Erdoberfläche bedingt wird) erst 0,0004 des Distanzwertes
und der Winkelfehler zirka $0,7''$ für 45° .

Dadurch ist man in der Lage, jede logarithmische Re-
chnung bei der graphischen Ermittlung der Standlinie zu
umgehen. Man entnimmt mit dem Argumente Sternzeit
der Beobachtung, Höhe und Azimut des Gestirns für den
Projektionspunkt (genäherter Standort) krümmt das Lineal
nach Maßgabe der beobachteten Höhe und trägt die Stand-
linie nach Azimut und Höhendifferenz in der Karte ein. Fig. 3,
4 und 5 zeigt dieses Instrument in der Form, wie es für die
Luftschiffahrt zweckmäßig ist.

Beschreibung des Instrumentes.²⁾

»In der Mitte des Instruments (Fig. 3 und 5) liegt auf
einer Grundplatte eine leicht auswechselbare Landkarte in der
vorerwähnten Projektion. Die Karte schließt kreisförmig nach
außen hin ab. An der Peripherie des Randkreises befindet
sich eine Kreisteilung, die, im Südpunkte der Karte beginnend,
im Sinne des Uhrzeigers fortschreitet. Die Karte ist im Sinne
des Pfeiles $S \rightarrow N$ um das Projektionszentrum (den Karten-
mittelpunkt) C drehbar, so daß jeder Punkt der Kreisteilung
einer bei $A - M$ angebrachten festen Marke gegenübergestellt

¹⁾ Die Punkte gleichen Azimuts liegen auf dem loxodromen
Bogen zwischen Kartenmittelpunkt und Gestirnsprojektion.

²⁾ Entnommen dem Vortrag, gehalten am 14. Januar 1911
im Kaiserlichen Aero-Klub Berlin von Oskar Voigt.

werden kann. Auf diese Weise lassen sich Azimute einstellen.
(Um die Drehbarkeit der Karte anzudeuten, ist in Fig. 3 der
Südpunkt um 270° verschoben; er liegt also da, wo sich ge-

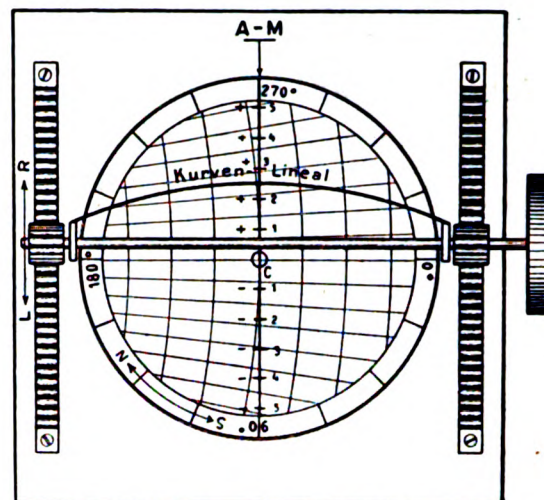


Fig. 3.

wöhnlich der Ostpunkt befindet.) Dicht über der Karte läßt
sich ein Kurvenlineal im Sinne der Pfeile $R - L$ hin- und her-
führen. Dadurch ist es ermöglicht, die obere Kante des Lineals
über jeden Punkt einer Skala zu bringen, die auf der Karte
aufgezeichnet ist und deren gleichmäßige Intervalle Ge-
stirns Höhendifferenzen zwischen dem gesuchten Erdort und
der Kartenmitte angeben. (In Fig. 3 ist eine Höhendifferenz
von $+2\frac{1}{2}^\circ$ eingestellt. Um Verschwenkungen zu vermeiden,
erfolgt die Führung des Lineals zwangsläufig mittels Zahn-
stange und Trieb.

Das in Fig. 4 in etwas größerem Maßstab skizzierte Kurven-
lineal besteht aus einem schmalen Stahlband, das, durch
Rollen an den festen Punkten A und A_1 , gestützt, in geeigneter
Weise mittels zweier Schrauben S und S_1 gespannt werden
kann, und sich je nach dem Grade der Spannung zu Kreis-

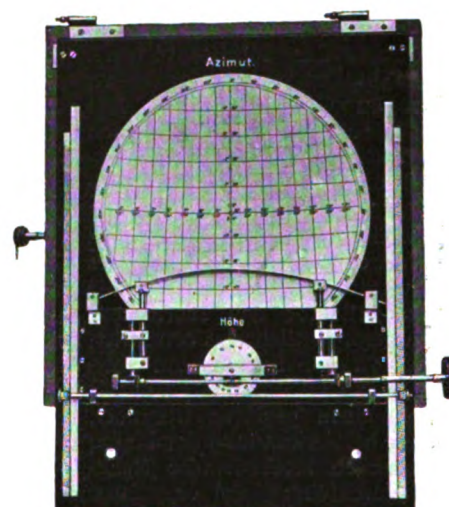


Fig. 5.

bögen von verschiedenem Radius durchbiegt. Die Über-
tragung der im Sinne der Pfeile hin- und hergehenden Be-
wegung der Schraubenmutter auf das Stahlband erfolgt
mittels zweier Schubstangen, die bei B und B_1 mit Rollen
versehen sind, um die Reibung am Lineal zu vermindern.
Beide Schrauben S und S_1 werden von einer Welle aus mittels
Regelräder R und R_1 gleichmäßig gedreht. Diese Welle be-
weegt gleichzeitig ein Schneckenrad, das eine Kreisteilung
trägt, die auf diese Weise an der festen Marke $H - M$ vorbei-

wandert. Es ist ein leichtes, diese Teilung empirisch so einzurichten, daß man an ihr den, einem eingestellten Bogen des Lineals entsprechenden Krümmungsradius ablesen kann. Die Kreisteilung erfolgt im vorliegenden Falle im Interesse der Bequemlichkeit nach einem andern Gesichtspunkt, nämlich derart, daß jeder Teilstrich der Skala direkt die Gestirns-

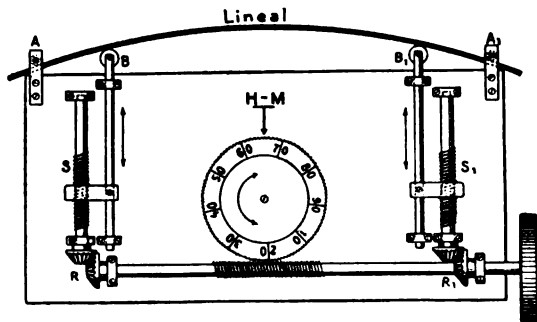


Fig. 4.

höhe angibt, der das jeweils eingestellte Bogenstück infolge seiner Krümmung als Standlinie zugeordnet ist.

Die Handhabung des Instruments wird andern Orts eingehend geschildert und ergibt sich aus dem Vorhergesagten. Selbstverständlich gilt eine für einen bestimmten Punkt hergestellte Projektion des Gradnetzes für jede Länge, sie ändert sich nur mit der Breite, nur muß man den Längenunterschied in Zeit beim Eingehen in die Tafel berücksichtigen. Die Tafelzeit ist Greenwicher Sternzeit und gelte beispielsweise für einen Projektionspunkt von 0° Länge (Meridian von Greenwich). Will man diese Tafeln für Deutschland verwenden, so bezieht man sich auf den Meridian von 15° Ostlänge (Meridian von Stargard) und entnimmt Höhe und Azimut für eine Stunde früher.

Gedacht war dieses Instrument ursprünglich für die Navigation im Ballon und Luftschiff, doch ist es mit einigen Modifikationen sehr geeignet, sich auch in der Seeschifffahrt einzubürgern und einen hervorragenden Platz in der Navigation einzunehmen; doch geht dies über den Rahmen dieses Artikels hinaus, und bleibt es einer späteren Arbeit vorbehalten, zu zeigen, wie dieses Instrument mit einigen, durch die Eigenart der Schiffsnavigation bedingten Modifikationen, auch den hohen Anforderungen an Genauigkeit der Angaben, wie sie zur See gestellt werden müssen, entspricht. Es sei hier nur vorausgeschickt, daß diese Genauigkeit erreichbar ist.

Hiermit wollen wir zum eigentlichen Thema, der Verwendung des Instrumentes in der Aeronavigation übergehen. Für die Aeronavigation bedeutet das Instrument einen ganz außerordentlichen Fortschritt, denn man hat in der Luft, wenn man zur astronomischen Ortsbestimmung greift, selten oder nie einen geübten Standort, man müßte also, bei Anwendung der Marcq de Saint-Hilaire'schen Methode, die Rechnung zweimal durchführen, um eine genaue Position zu erhalten. Das wäre zu umständlich und man müßte sich daher mit einem genäherten Standort begnügen. Der größte Wert des Instrumentes für die Aeronavigation liegt also nicht nur in der einfachen, bequemen und raschen Ermittlung der Standlinie, sondern auch darin, daß es keine genäherte Position erfordert, da es durch seine Konstruktion gestattet, den Ausgangspunkt für die Auswertung der Beobachtung in die Mitte der Karte zu verlegen.

Der Vorgang der Ortsbestimmung ist daher ein sehr einfacher. Man beobachtet die Höhen zweier Gestirne, die möglichst einen Azimutalabstand von ungefähr 90° haben sollen und notiert die zugehörigen Zeiten. Dann reduziert man die Höhen auf den wahren Horizont, und bildet, wenn man keine

Sternzeituhr zur Verfügung hat, die Sternzeit nach dem Schema:

Sternzeit im mittleren Greenwicher Mittag	
Mittlere Greenwicher Zeit in vollen Stunden in Sternzeit	
Überschuß der Minuten in Sternzeit	
Überschuß der Sekunden in Sternzeit	
Greenwicher Sternzeit	

Damit ist die Rechnung erledigt.

Mit der Sternzeit geht man in die Tafel für den betreffenden Stern und entnimmt ihr Azimut und Höhe für den Kartennittelpunkt und bildet die Höhendifferenz. Nun krümmt man das Lineal nach dem Maßstab der beobachteten Höhe und verschiebt das Ganze auf der Karte um den Betrag der Höhendifferenz (ist die beobachtete Höhe größer gegen den Fußpunkt des Gestirns, ist sie kleiner vom Fußpunkt weg). Sodann dreht man die Karte um den Betrag des Azimuts und zeichnet die Standlinie ein. Mit der zweiten Beobachtung verfährt man ebenso und erhält so den Standort.

Dieses Verfahren ist allgemein nur bei Nacht anwendbar. Bei Tage hat man häufig nur die Sonne, höchstens noch Mond oder Venus, wobei die letztere jedoch meistens ungünstige Standlinienschnitte ergeben wird. Für Sonne, Venus und in noch höherem Grade dem Monde, können die Tafeln nicht so einfach sein. Man muß dann außer der Zeit noch als zweites Argument die Deklination bilden, welche sich vor allem beim Monde verhältnismäßig rasch ändert, und durch Interpolation aus den, im Astronomischen Jahrbuch enthaltenen Werten ermittelt werden muß. Ferner muß mindestens eine Mondhöhe auch um die Parallaxe des Erdhalbmessers korrigiert werden. Aber auch eine einzelne Standlinie ist für den Ballonführer unter Umständen wertvoll, da sie ihm wenigstens einen geometrischen Ort für seinen Standpunkt gibt. Er kann an Hand seiner Standlinie, wenn sie in günstiger Richtung verläuft, z. B. sehen, wie weit er sich noch von der Meeresküste, der Landesgrenze, oder einem Gebiete, das er vermeiden möchte, befindet.

Nehmen wir z. B. die Ostseeküste. Dieselbe verläuft in ungefähr ostnordöstlicher Richtung. Eine Sonnenbeobachtung

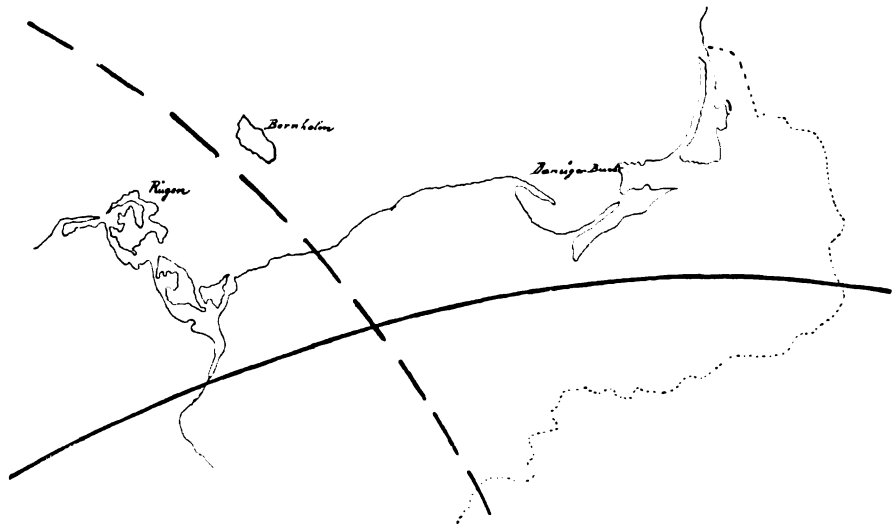


Fig. 6.

um ca. 11 Uhr vormittags ergibt dem Ballonführer eine Standlinie, die ungefähr parallel zur Küste läuft (s. Fig. 6). Eine andere Standlinie ist natürlich problematisch, wie die gestrichelte Standlinie zeigt, die in den ersten Nachmittagsstunden beobachtet wurde. Der Anhaltspunkt, den eine solche Standlinie gewährt, ist natürlich nur ein geringer. Wesentlich bessere Resultate ergibt eine einzelne Standlinie, wenn das Instrument mit einer kleinen Verbesserung versehen ist, wie sie vom Verfasser, vorgeschlagen wurde. Diese besteht darin, daß das biegsame Lineal des Instrumentes mit einer Millimetereinteilung versehen wird, und zwar mit dem Nullpunkt in der Mitte. Eine kleine Tafel gibt den Millimeterwert eines Azimutgrades für die verschiedenen beobachteten Höhen, nebst einer Korrektur für die überstrichene Länge.

Zur Erläuterung des eben Gesagten gehen wir nochmals auf die Standlinie zurück (s. Fig. 7). M sei der Kartenmittelpunkt und M_1 der Punkt der Standlinie, welcher das Azimut des Kartenmittelpunktes besitzt. Z sei der wahre Standort. Ein Schenkel des Azimuts wird durch den Radius der Standlinie gebildet, steht also senkrecht auf derselben, während der Bogen der Standlinie zwischen den Punkten M_1 und Z einen Maßstab für die Azimutdifferenz bildet, bezogen auf den Radius $M_1 G$ oder mit anderen Worten: der Gradwert in Längenmaß der Azimutdifferenz nebst Längenkorrektur auf

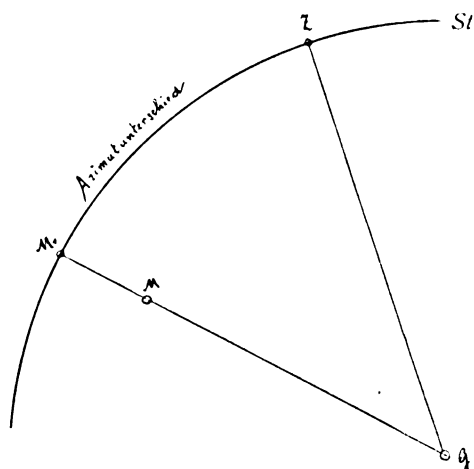


Fig. 7.

der Standlinie ist umgekehrt proportional der beobachteten Höhe. Da die Karte mittelabstandstreu ist, so folgt, daß der Längenwert des Azimutgrades für ein und dieselbe Höhe innerhalb der Karte gleich ist. Die Differenz von beobachtetem Azimut und Tafelazimut in Graden, multipliziert mit dem Millimeterwert eines Grades für die betreffende Höhe, ergibt also den Abstand des Standortes Z in Millimetern vom Punkt M_1 .

Man peilt vor und nach der Höhenbeobachtung das Gestirn und erhält so das Azimut auf ungefähr einen Grad genau. Für eine exakte Ortsbestimmung reicht dies natürlich nicht aus, ebenso fehlerhaft wäre es, Höhe und Azimut auf Länge und Breite auszuwerten; doch gibt das Azimut wenigstens, wenn die beobachtete Höhe nicht gar zu klein ist, mitunter einen ganz wertvollen Anhaltspunkt. Jedenfalls gibt es zum mindesten ein Gebiet der Standlinie an, innerhalb welchem man sich befindet, während sonst eine einzelne Standlinie ohne gegebene Punkt (wie dies in der Aeronavigation ja meistens der Fall sein wird) keinen näheren Anhalt über das ungefähre Gebiet des Standortes auf der Standlinie angibt. Eine zweite Standlinie von demselben Gestirn, welche man nach einiger Zeit nimmt, hilft auch nicht viel, da man die Versegelung der Zwischenzeit nicht kennt.

Der Fehler auf der Standlinie, welcher durch das nur ungenau zu ermittelnde Azimut entsteht, entspricht dem Azimutfehler, multipliziert mit dem Kosinus der Höhe. Er kann also nie ganz so groß werden wie der Azimutfehler selbst. Angenommen, der Azimutfehler betrage einen Grad, die beobachtete Höhe sei 45° , so beträgt der Fehler in der Standlinie 78 km. Bei 60° Höhe beträgt derselbe Azimutfehler nur mehr 55 km.¹⁾ Das ist natürlich für eine Ortsbestimmung noch immer viel zu groß, aber im gegebenen Falle trotzdem von Wert, da dadurch ein Stück der Standlinie begrenzt wird, innerhalb welcher Grenzen sich der Ballon oder das Luftschiff befinden muß. Auch ist dies Verfahren wertvoll zur ungefähren Ermittlung der Versegelung, wenn man nur ein Gestirn zur Beobachtung zur Verfügung hat, wie wir später sehen werden.

Man nehme folgendes Beispiel: die Standlinie laufe quer über die Danziger Bucht, Westpreußen und hinein nach Rußland (s. Fig. 8). Der Ballon sei stundenlang über Wolken gewesen, es ist Nachmittag. Der Führer befindet sich so in

¹⁾ Durch den Umstand, daß die beobachtete Differenz um die Längenkorrektur größer ist, vermindert sich der Fehler ev. bis zur Hälfte, besonders bei nordsüdlichen Azimuten.

einer prekären Lage, wenn er kein anderes Gestirn als die Sonne zur Beobachtung hat. Er kann sich ebensogut über der Ostsee befinden als über russischem Gebiet. Die Auswertung des Azimuts mit Hilfe der Millimeterteilung am Kurvenlineal ergibt aber, daß er sich jedenfalls über deutschem Gebiet befindet. Er kann also ruhig über Weiterfahrt oder Landung disponieren. Ergibt sich der Fall, daß die Standlinie in

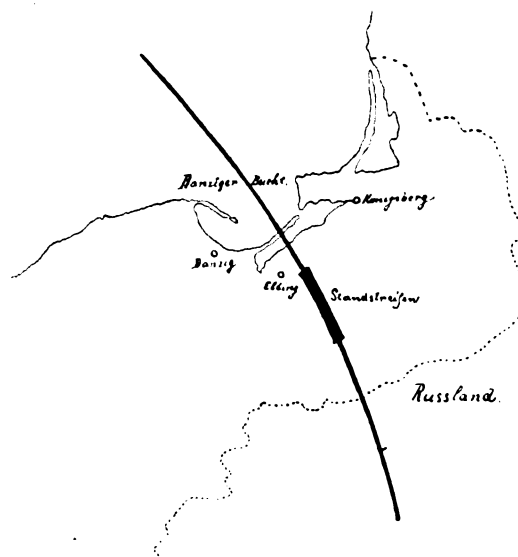


Fig. 8.

ziemlich ostwestlicher Richtung verläuft, so muß man wegen der nur mangelhaft bekannten Deklination zu einem Näherungsverfahren greifen. Man wertet das Azimut mit der mutmaßlichen magnetischen Deklination aus. Fällt nun der Standstreifen in ein Gebiet, das eine andere Deklination besitzt, wiederholt man den Vorgang für diese Deklination und wird dann meistens schon die richtige Deklination in Rechnung gezogen haben.

Auch mehrere in gewissen Zeiträumen nacheinander beobachtete Standlinien der Sonne können für den Ballonführer von Wert sein, weil sie Schlüsse auf die Versegelung zulassen. Der Führer habe z. B. (s. Fig. 9) eine Standlinie I

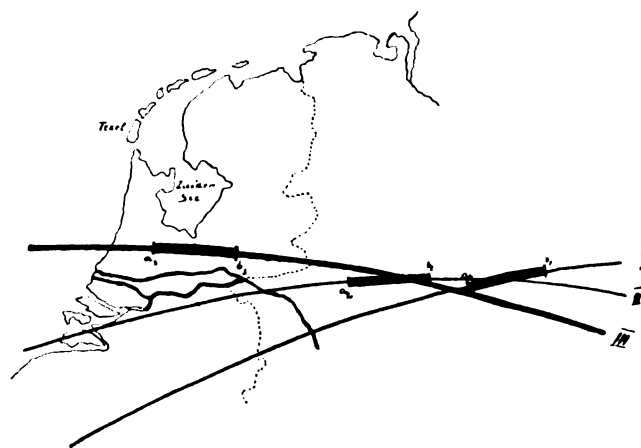


Fig. 9.

beobachtet, die ihm noch eine genügende Entfernung von der Küste anzeigt. Nach etwa einer Stunde beobachtet er eine Standlinie II, und nach einer weiteren Stunde eine solche III. Aus den drei Standlinien kann er nur sehr wenig entnehmen. Er kann in diesen drei Stunden sowohl nach Norden als auch nach Süden oder nach Ost oder West versetzt worden sein, er kann aber auch, da sich die drei Standlinien ziemlich nahe schneiden, auf demselben Orte verblieben sein. Diese drei Standlinien allein geben ihm also so gut wie keinen Anhaltspunkt. Wertet er jedoch ein jedesmal beobachtetes Azimut aus, so wird er daraus ersehen, daß er sich zur Zeit der ersten Beobachtung innerhalb der Strecke $a_1 b_1$ auf der Standlinie I

befindet. Zur Zeit der zweiten Beobachtung befindet er sich auf der Strecke $a_2 b_2$ der Standlinie II. Zur Zeit der dritten Beobachtung sieht er, daß er sich auf der Strecke $a_3 b_3$ der Standlinie III befindet. Aus diesen drei Beobachtungen ersieht der Führer, daß er mit ziemlich großer Geschwindigkeit einen ungefähr westlichen Kurs geflogen war. Da sich die Strecke $a_3 b_3$ bereits in ziemlich gefährlicher Nähe der Küste, aber noch über Land befindet, so wird er unbedingt durch die Wolkendecke gehen müssen, um nötigenfalls zur Landung zu schreiten.

Umgekehrt wieder kann sich der Fall ergeben, daß die Standlinie anzeigt, der Ballon befinde sich schon über See, aber aus der ungefähren Kursrichtung, die er durch wiederholte Azimutauswertung erhält, ersieht der Führer, daß er eine günstige Fahrtrichtung hat, die ihn dem Lande wieder näher bringt. Er wird also, um Gasverlust zu vermeiden, oben bleiben; oder er sieht aus der Strecke, innerhalb welcher er sich befindet, daß er gerade ein vielbefahrenes Gewässer unter sich hat, während ihn sein ungefährer Kurs in ödere Teile des Meeres hinausführt. In diesem Falle wird er heruntergehen.

In allen diesen Fällen erweist sich der Standstreifen, wie ich ihn nennen möchte, von großem Werte. Die einzelne Standlinie allein bietet zu wenig Anhaltspunkte, da der Führer, wenn sich der Ballon, wie z. B. in Fig. 9, ungefähr in der Richtung einer Standlinie fortbewegt und sich derselbe über einer vollständigen Wolkendecke befindet, er ohne ein zweites Gestirn sonst nicht wissen kann, ob ihn sein Kurs östlich oder westlich führt, was in diesem Falle von einschneidender Bedeutung ist.

Aus dem Vorhergehenden kann man ersehen, daß die Aeronavigation (und nicht nur diese) durch das Instrument von Voigt wesentlich bereichert wurde. Es ist jetzt dem Ballonführer möglich, jederzeit wenigstens einen Standstreifen oder bei Beobachtung zweier Gestirne einen Standort auf 6 km genau zu erhalten. Dies war früher nur durch umständliche Rechnung möglich, die (große Übung vorausgesetzt) für zwei Gestirne mindestens 15 Minuten dauerte, und während dieser Zeit den Rechnenden vollkommen absorbierte. Es gibt auch Tafelwerke, die für Breite, Deklination und Stundenwinkel als Argumente die Höhe angeben, wie z. B. die »Altitude Tables« von Ball (London, J. D. Potter); aber dieses Werk ist ziemlich umfangreich, es umfaßt zwei Bände und ist außerdem nur in englischer Sprache erschienen. Dann gibt es noch ein ganz gutes Tafelwerk, das die Positionsbestimmung ohne logarithmische Rechnung gestattet, es sind dies die »Position-Line Star Tables« von Goodwin (London, J. D. Potter). Ihre Anwendung ist jedoch nur in der Nähe des ersten Vertikals bzw. des Meridians möglich.

Alle diese und sonstige Tafelwerke sind jedoch so ausschließlich für die Schiffsnavigation zugeschnitten, daß ihre Anwendung im Ballon oder Luftschiff wenig vorteilhaft erscheint.

In der Luft sind die Bedingungen für den Navigator eben andere, und das Arbeiten auf der Karte mit Zirkel und Dreieck, im beengten Raum und unbequemer Haltung und oft mangelhafter Beleuchtung, wenn man noch nebst dem den Unbilden der Witterung ausgesetzt ist, kann mitunter recht schwierig werden. Dazu kommt noch, daß alle Methoden, die von der Schiffsnavigation übernommen werden, gewisse nautische Kenntnisse voraussetzen, die leider nicht bei allen Ballon- und Luftschiffführern in dem nötigen Maße vorhanden sind.

Allen diesen Übelständen, an denen die Aeronavigation krankte, wird durch das Instrument von Voigt zum großen Teile abgeholfen. Mit diesem Instrument kann jeder Laie, wenn er nur einige Übung im Beobachten hat und er die Instruktion aufmerksam und sinngemäß befolgt, seinen astronomischen Punkt machen, und darauf kommt es in der Aeronavigation ja hauptsächlich an. Ein paar Kilometer mehr oder weniger spielen da keine so große Rolle.

Wie schon eingangs erwähnt wurde, läßt sich dieses Instrument, ohne daß die Einfachheit der Handhabung darunter zu leiden braucht, dahin modifizieren, daß es auch den ungleich höheren Anforderungen, die die Schiffsnavigation an die Genauigkeit des Verfahrens stellt (insbesondere was die einfache Art die Versegelung zu berücksichtigen anlangt), vollkommen genügen würde. Der Navigationsoffizier wird

dann imstande sein, seinen Punkt, ohne daß die Genauigkeit darunter leidet, wenige Minuten nach der Beobachtung auf der Karte zu haben. Für die Luftschiffahrt genügt es auch schon in seiner jetzigen Form.

Französische Militärflüge und Erkundungsflugübungen.

Die letzten Wochen haben eine Reihe beachtenswerter Leistungen französischer Militärflieger gebracht, die bei der Masse der Meldungen, die uns fast täglich der Draht über militärflugsportliche Ereignisse jenseits der Grenze bringt, leicht übersehen bzw. in ihrer Bedeutung nicht richtig bewertet werden. Deshalb sei in folgendem kurz auf die einzelnen Flüge französischer Militärflieger in der letzten Zeit sowie auf die kürzlich abgehaltenen »Luft-Ausbildungsübungen« eingegangen.

Am 2. April unternahm der Marineleutnant *Conneau* zum zweiten Male den Versuch, von Pau nach Paris zu fliegen. Ein gleicher Versuch war einige Wochen vorher auch noch von Leutnant *Princetau*, Marineleutnant *de Malherbe*, Leutnant *de Rose* und Kapitän *Bellenger* gemacht; sie hatten infolge ungünstigen Wetters wenig Glück, sie mußten teilweise bald hinter ihrer Aufstiegsstelle wieder umkehren, teilweise setzten sie unter besonders schwierigen Umständen ihren Weg fort, jedoch nur die beiden Marineleutnants *Conneau* und *de Malherbe* konnten ihr Ziel erreichen und landeten auf dem Manöverfelde bei der vorher bestimmten Etappenstation Libourne. Bei seinem zweiten Flug flog *Conneau* am 11. April um 5 Uhr 12 Min. von Pau ab und landete um 6 Uhr 55 Min. an der vorher festgesetzten Etappe Libourne; er ergänzte seine Betriebsstoffvorräte und brach um 7 Uhr 40 Min. nach Poitiers auf, um 9 Uhr 53 Min. traf er auf dem Übungsfeld östlich Poitiers ein. Zu der etwa 370 km betragenden Strecke Pau—Poitiers benötigte er also 4 Std. Am 12. April erreichte er glücklich Vincennes.

Am 12. April begann eine im größeren Stile angelegte Flieger-Aufklärungsübung unter persönlicher Leitung von General *Rocques*, dem Inspekteur des Luftschiffahrtswesens im Beisein vom Generalstabschef *Ferré* und General *d'Amaide*. Diese Übung war von vielen Gesichtspunkten aus interessant, einmal waren teilweise Offiziere als Flugzeugführer bestimmt, die bis dahin größere Flüge noch nicht unternommen, es waren also nicht lediglich Leistungen einzelner Piloten, die immer wieder ins Vordertreffen geschickt wurden, sobald es heißt, Frankreichs aviatischen Ehre nach außen hin zu repräsentieren, dann aber wurde zum ersten Male ein sehr aussichtsvoll erscheinender Versuch damit gemacht, Luftschifferoffiziere als Beobachter einzuteilen. Und man kann die Vorteile, die sich hieraus für die Ausbildung der Piloten ergaben, nicht verkennen; denn mit der Zeit wird die Ausbildung von Beobachtern und Piloten getrennte Wege einschlagen müssen, und sicherlich zum Vorteil des Ganzen. Dann werden als Luftschiffer ausgebildete Beobachter, die in Zukunft auf jedem Militärflugzeug zu finden sein werden, sehr gute Dienste leisten, und die oft aufgeworfene Frage, ob Flugzeugführer gleichzeitig Ballonführer sein sollen, dürfte hiermit in sich zusammenfallen.

Interessant war es auch, daß die französische Heeresverwaltung gelegentlich dieser Übung zum ersten Male die Verwendung nur gleichartiger Flugzeuge bestimmte, diesmal durften nur Maurice-Farman-Zweidecker benutzt werden und, wie verlautet, sollen bei den künftig allmonatlich abzuhaltenden größeren Fliegerübungen die anderen Apparatetypen der Reihe nach ausschließlich zur Verwendung kommen.

Es wird hierdurch fraglos eine gewisse Gleichmäßigkeit in den Leistungen erzielt, und bei systematischer Durchführung dieses Prinzips wird man auch so Vor- und Nachteile der einzelnen Apparatetypen kennen lernen. Jedenfalls muß die Regelmäßigkeit, mit der die verschiedenen Piloten am Sammelplatz in Chartres von Sartory aus, sowie auf den übrigen Sammelpunkten Orléans, Etampes eintrafen, auffallen.

Nach dem vom Inspekteur des Luftschiffahrtswesens festgelegten Programm sollte die Übung folgenden Verlauf nehmen:

Am 12. April: Eintreffen der Piloten von Sartory bei Versailles auf dem Luftwege in Chartres (camp d'aviation).

Am 13. April: Luftreise Chartres—Orléans (Aerodrom de Groues), Entgegennahme neuer Erkundungsaufträge von Leutnant Ménard, der auf dem Luftwege von Villacoublay bis mittags hier eintreffen sollte.

Am 14. April: Luftreise Orléans—Etampes.

Am 15. April: Rückflug über Rambouillet nach Sartory. Starker Wind am 13. April und kleinere Zufälle bewirkten, daß dieses mit großem Geschick aufgestellte Programm zeitlich genau nicht eingehalten werden konnte und daß sich die hauptsächlichsten Flugleistungen auf den 14. und 15. April zusammendrängten. Trotzdem aber sind sämtliche vorher bestimmten Erkundungsflüge auch wirklich unternommen.

Bis zum 13. April früh sollten sich die zur Teilnahme an der Übung bestimmten Piloten mit ihren Beobachtern von Sartory auf dem Luftwege in Chartres einfinden, um hier die Aufklärungsaufträge entgegenzunehmen. Es waren folgende Offiziere bzw. Unteroffiziere als Flugzeugführer bzw. Beobachter eingeteilt:

1. Leutnant Cheutin mit Leutnant Caussin,
2. Leutnant Lucca mit Leutnant Hennequin,
3. Leutnant Benda mit Sergeant Anthaume,
4. Leutnant Ménard mit Leutnant Doin.

Außerdem war Hauptmann Etévé mit Unteroffizier Caye an Bord als »fliegender Leiter« der Übung bestimmt.

Am 12. April, früh 8 Uhr 50 Min., traf Leutnant Cheutin in Chartres ein, er war um 8 Uhr 10 Min. von Sartory abgeflogen und hatte zur Zurücklegung dieser 60 km langen Strecke 40 Minuten benötigt.

Bei hereinbrechender Dunkelheit erreichten Leutnant Lucca und Leutnant Benda nach der gleichen Flugzeit ihr Ziel. Um ihnen die Landung zu erleichtern, hatte man auf dem Flugfeld von Chartres Signalfener angezündet.

Auch sie brauchten trotz heftigen Windes zur Zurücklegung der Strecke Sartory—Chartres nicht mehr als 40 Min.

Leutnant Ménard, bekannt durch seine Erkundungsflüge gelegentlich der Manöver in der Picardie, die er noch als Feldwebelleutnant unternahm, war am gleichen Nachmittag von Villacoublay abgeflogen, mußte aber wegen eines geringen Defekts wieder landen und zertrümmerte hierbei ein Anlaufrad.

Am 13. April früh traf auch Kapitän Etévé in Chartres ein. Er sollte einen Nachtflug ausführen, war bereits am Abend vorher von Sartory aufgebrochen, hatte sich in der Dunkelheit verirrt und mußte bei Nogent le Rotrou landen und hier übernachten.

Man sieht hieraus, wie gerade bei dieser Übung geübte und weniger geübte Piloten ihren Fähigkeiten entsprechende Aufgaben erhielten. Solchen Sonderauftrag hatte auch Kapitän Bellenger erhalten.

Er traf bestimmungsgemäß bereits am 12. April früh in Orléans, der für den zweiten Übungstag vorgesehenen Etappenstation ein, und flog um 5 Uhr nachmittags nach Villacoublay weiter, wo er um 7 Uhr landete.

Nachdem am 13. April früh alle zur Stelle waren — Leutnant Ménard hatte den Befehl, von Sartory direkt nach Orléans zu fliegen und hier den Militärpiloten die neue Instruktion zu übermitteln — nahm Kapitän Etévé infolge des sehr wenig günstigen Windes von der Ausführung des für den 13. April eigentlich befohlenen Etappenfluges Chartres—Orléans Abstand und verlegte den Flug auf den folgenden Tag.

Am 14. April 5 Uhr früh traten die Militärpiloten in der Reihenfolge Lucca, Etévé, Benda, Cheutin auf verschiedenen Wegen die 70 km lange Luftreise Chartres—Orléans an, wo sie zwischen 6 und 6 Uhr 30 Min. in der gleichen Reihenfolge und fast genau mit denselben Abständen, wie sie abgeflogen waren, auf dem Exerzierplatz von Groues bei Orléans eintrafen.

Leutnant Ménard blieb noch aus. Er hatte am 14. April seine Reise fortgesetzt, mußte aber 2 km vom Exerzierplatz von Groues bei St. Jean-de-la Ruelle wegen Motordefekts landen.

Gegen Mittag vermehrte sich die Zahl der Piloten noch um einen weiteren, Kapitän Taron, der bald darauf tödlich verunglückt ist, war mit einem Mechaniker an Bord von Sartory abgeflogen und in Orléans gelandet.

Da der für den 13. April angesetzte Flug um einen Tag verschoben war, so sollten am 14. April nachmittags gleich die Erkundungsflüge der zweiten Etappe Orléans—Etampes ausgeführt werden.

Als erster startete Kapitän Taron, bei einem Probeflug überschlug sich der Apparat und wurde beschädigt, während der Pilot unverletzt blieb. Unmittelbar darauf flog Leutnant Cheutin ab, erreichte nicht rechtzeitig die erforderliche Höhe, flog gegen einen Baum und stürzte gleichfalls ab und sauste in einen Weinberg, wo das Flugzeug zertrümmert wurde.

Mit Rücksicht auf diese beiden Unfälle verschob Kapitän Etévé den Weiterflug auf den 15. April. Gegen 6 Uhr abends traf auch endlich Leutnant Ménard auf dem Exerzierplatz von Groues ein.

Die Anwesenheit von so vielen Militärflugzeugen, die an den senkrechten Steuerflächen als Repräsentanten von Frankreichs »Größe in der Luft« mit Nationalfarben versehen am Nachmittag in Reih und Glied aufgestellt waren, lockte Tausende von Zuschauern an. Bis die Weiterfahrt angetreten wurde, wurden alle Flugzeuge unter Aufsicht eines Feldwebels eingehend durchgesehen, kleinere Schäden wurden mit Hilfe des Werkstättenautomobils und des Zubehörs durch vier Mechaniker und Tischler ausgebessert.

Die Reparatur des Flugzeugs von Kapitän Taron mit Hilfe der von Leutnant Cheutins Flugzeug brauchbaren Teile nahm alle Mechaniker die ganze Nacht in Anspruch. Es hat sich hier gezeigt, wie vorteilhaft es ist, gleichartige Flugzeugtypen zu verwenden. So ist es leicht, Teile des einen für Ausbesserungszwecke des anderen zu verwenden.

Am 15. April, 5 Uhr 22 Min. früh, flog Leutnant Ménard als erster von Orléans. Ihm folgten mit geringen Abständen Kapitän Etévé, Leutnant Benda und Leutnant Lucca, mit größerem zeitlichen Zwischenraum folgte Leutnant Cheutin auf dem mit den Trümmern seines eigenen Apparates ausgebesserten Zweidecker des Kapitäns Taron.

Alle Offiziere schlugen verschiedene Wege ein und erkundeten über Pithiviers und Chartres auf Etampes hin, wo sie ohne Zwischenfälle landeten. Nach einer kurzen Ruhepause setzten sie die Luftreise über Rambouillet fort und landeten wohlbehalten in ihrem Heimatshafen Sartory.

Sie hatten somit innerhalb der vorgeschriebenen Zeit die festgelegten Erkundungsflüge, den Hin- und Rückflug, ausgeführt.

Außerhalb des Rahmens dieser Übung, aber im Zusammenhang mit ihr, war noch ein anderer Flug befohlen.

Kapitän de Chaunac wollte sich um das »diplom supérieur« bewerben und hatte den Auftrag erhalten, auf einem R. E. P.-Eindecker von Buc nach Chartres zu fliegen, gelegentlich der dort stattfindenden Kavallerieübungen Erkundigungen vorzunehmen und festzustellen, ob die Militärpiloten schon Chartres verlassen hätten.

De Chaunac führte den Befehl aus, erkundete die Kavallerie, stellte fest, daß die Militärflugzeugflotte nicht mehr in Chartres war, und kehrte, ohne zu landen, nach Buc zurück und erstattete hier seine Meldung.

Die 130 km betragende Entfernung Buc—Chartres—Buc hatte er in einer mittleren Höhe von 500 m in 1 : 50 : 0 zurückgelegt.

Wie man sieht, hat die französische Militäraviatik auch in der Zeit vom 12. bis 15. April wieder glänzende Proben ihres Könnens abgelegt.

Pl.

Konstruktive Fragen der Flugtechnik und ihre Lösung durch Wettbewerbe.

Von Paul Béjeuhr.

Wenn einige Wochen nach der Niederschrift dieser Zeilen der Deutsche Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein und etwas später der Rundflug durch Deutschland stattfinden, dann werden diese Veranstaltungen hoffentlich einen derartig glatten Verlauf nehmen, daß Fernstehende gar nicht ahnen, welche Unsumme von Arbeit erst geleistet werden mußte, um die Durchführung dieser Flüge zu ermöglichen. Das aber wird

das beste Zeugnis sein, das den Veranstaltern ausgestellt werden kann, denn die großen Schwierigkeiten beginnen schon bei dem Worte selbst: Die **Zuverlässigkeit** der Flugzeuge soll gefördert werden, der Begriff Zuverlässigkeit ist also nicht nur ein Aushängeschild, sondern ihm ordnen sich alle sonst üblichen Wettbewerbmöglichkeiten unter. Keine Höhen- und Geschwindigkeitsflüge werden verlangt, nicht die Sensationslust soll durch verblüffende Rekorde angeregt werden, sondern ehrlich und ohne irgend welche Verschleierungen sollen die Teilnehmer den Beweis erbringen, daß unsere Flugtechnik instande ist, bei geeigneter Organisation mehrtägige Flüge hintereinander mit demselben Material auszuführen. Dieser Gedanke entsprach dem heutigen Stande der Flugtechnik, er mußte deshalb überall auf fruchtbaren Boden fallen und ihm ist es zu danken, daß der bekannte Förderer des deutschen Automobilbaues, Prinz Heinrich von Preußen, seine umfangreichen Erfahrungen auf diesem Gebiete in den Dienst der Sache gestellt hat. Als nun der Organisationsausschuß vor die Aufgabe gestellt wurde, die Ausschreibungen für diesen Wettflug aufzustellen, da war er sich der Verantwortung wohl bewußt, durch diese die Konstruktionsideen in bestimmte Bahnen zu lenken; er konnte und wollte die Verantwortung nicht allein tragen, und es muß vom Standpunkt des Technikers aus freudig begrüßt werden, daß zunächst eine gemeinsame Aussprache sämtlicher Konstrukteure herbeigeführt wurde, ehe ein endgültiges Festlegen der Bedingungen erfolgt. In folgenden Zeilen soll nun die den Ausschreibungen zugrunde liegenden technischen Gesichtspunkte kurz berührt werden, um einerseits zu zeigen, daß wirklich durch Wettbewerbe die Technik gefördert werden kann, andererseits, um die Fachpresse zu geeigneter Mitarbeit für weitere Wettbewerbe zu gewinnen. Ich möchte gleich vorwegnehmen, daß ich mir gerade von diesen sachlichen Aussprachen sehr viel verspreche, daß ich erst von ihnen die wirkliche Befruchtung für die Industrie erwarte.

Vorausschicken möchte ich eine mehr sportliche Bedingung der Ausschreibungen, die ich aber für die Durchführung eines Zuverlässigkeitsfluges als unbedingt notwendig erachte, nämlich den Befähigungsnachweis, eines ununterbrochenen Stundenfluges sowie die Erreichung einer Höhe von 100 m; bei Mitnahme von Passagieren außerdem den Nachweis, daß der betreffende Flieger bei zehn (und zwar mindestens 3 Minuten) Flügen mit Passagier das Flugzeug gesteuert hat. Noch wünschenswerter wäre es uns vielleicht, wenn vom Teilnehmer ein Gleitflug aus bestimmter Höhe nach einem erst während des Fluges näher bestimmten Ort auszuführen verlangt wird, jedoch ist hierauf noch verzichtet worden. Nun die Bewertung der Flugleistung: Vom technischen Gesichtspunkt aus ist natürlich eine Bewertung nach ökonomischen Grundsätzen anzustreben. Es müßte also eine Formel gefunden werden, welche die in den Flugapparat eingeleitete Arbeit in ein bestimmtes Verhältnis zu der von der Flugmaschine geleisteten Arbeit bringt. Das könnte vielleicht in der Art gemacht werden, daß für ein bestimmtes Flugzeuggewicht nur eine gewisse Motorleistung vorhanden sein darf. Dadurch würde in geeigneter Weise allen jenen Bestrebungen Einhalt geboten werden, die in verhältnismäßig schwache Gestelle über starke Motoren einbauen und somit einen direkten Renntyp schaffen, der natürlich jeder Zuverlässigkeit entbehrt. Dieser an sich hübsche Gedanke ist jedoch nur sehr schwer oder gar nicht auszuführen, weil die Motorleistung einwandfrei nur durch Abbremsen festzustellen ist. Alle Formeln, die etwa den Kolbenhub und den Zylinderdurchmesser berücksichtigen, geben kein genaues Bild, da für die Motorleistung im letzten Grund auch noch die Art der Zylinderkühlung in Frage kommt. Es müßten daher gesonderte Formeln für Motoren mit direkter oder indirekter Luftkühlung aufgestellt werden. Am zweckmäßigsten wäre vielleicht noch, wenn der Benzinverbrauch irgendwie in der Formel aufgenommen würde, jedoch ergeben sich hier wieder recht erhebliche Meßschwierigkeiten.

• Ferner wird vielfach eine besondere Bewertung der Ein- und Mehrdecker gewünscht. Auch dies ist bei der großen Zahl der bestehenden Konstruktionen einwandfrei gar nicht durchzuführen. Es ist gar nicht möglich, strenge Grenzen zwischen Ein- und Mehrdeckern aufzurichten, vielmehr gehen die einzelnen Konstruktionen in vielen Annäherungen ineinander über.

Nun sind aber zum Glück die vorhin aufgezählten Bedingungen und Unterteilungen auch gar nicht nötig. Bei sämtlichen Flugapparaten kommt die in den Motor eingeleitete Arbeit durch die Fluggeschwindigkeit mehr oder weniger zum Ausdruck. Je höher die Flächenbelastung zugelassen wird, je weniger die einzelnen Tragflächen durcheinander behindert werden, desto größer wird sich die Eigengeschwindigkeit der betreffenden Maschine ergeben, so daß sich also eine Trennung nach der Zahl der Tragflächen vollständig erübrigt. Aber auch auf ein Herausschälen der Motorleistung aus der Flugleistung kann vielleicht verzichtet werden, wenn man bedenkt, daß durch die Größe des gewählten Motors auch das Gewicht des ganzen Flugapparates wächst. Wenn man weiter verlangt, daß dieselbe Flugmaschine mehrere Tage hintereinander fliegen muß, so wird hierdurch der Konstrukteur gezwungen, die Flächenbelastung der Tragflügel nicht zu hoch zu wählen, damit die zweckmäßige Sicherheitsgrenze nicht überschritten wird. Hierdurch ist aber wieder gewährleistet, daß den Flugmaschinen keine überstarken Motoren zugemutet werden. Berücksichtigen wir ferner den großen Benzinverbrauch der starken Motoren so ergibt dieser, wieder sowohl durch seine Gewichtszunahme als auch durch den Luftwiderstand seines Behälters, einen ungünstigen Einfluß auf die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges. Bei genügender Betrachtung dieser Einzelheiten wird man daher als zweckmäßigste Bewertungsgrundlage finden: die zum Flug zwischen zwei Orten aufgewendete Zeit. In diese Bewertungseinheit gehen sämtliche vorangestellten Bedingungen ein. Nehmen wir z. B. einmal die erstrebten Zuverlässigkeitsmaschine als Norm an, so wird sie sich voraussichtlich als ein Flugzeug von nicht zu großer Eigengeschwindigkeit entpuppen, mit soliden Motor ausgerüstet, kräftig und fest gebaut. Sie wird die jedesmalig 100 km lange Flugstrecke mit dem an Bord befindlichen Benzinvorrat zurücklegen, auch ihr Motor wird so ausgerüstet sein, daß er die Flugdauer durchhält, ohne Behinderung der Kühlung. Eine schnellere Rennmaschine muß vielleicht unterwegs Benzin auffüllen oder der Motor muß sich nach kurzem Gebrauch wieder abkühlen, sie wird dadurch zu mehreren Zwischenlandungen gezwungen. Nun ist es von vornherein unmöglich, einer Maschine eine solche Eigengeschwindigkeit zu geben, daß sie gegen die Zuverlässigkeitsmaschine so viel an Zeit gewinnt, um diese Zwischenlandungen ohne Zeitverlust ausführen zu können. Dann aber kommt die Eigengeschwindigkeit einer Flugmaschine bei Bewertung der gesamten Maschine nicht in demselben Maße zur Geltung wie die Einhaltung der genauen Luftlinie. Diese Einhaltung ist einmal abhängig von der schnellen Orientierung des Führers, ferner davon, in welchem Maße das Flugzeug dem Steuer gehorcht. Ist es daher dem Führer nicht möglich, seinen Kurs so zu setzen und zu halten, daß sich ein genaues Zielfahren ergibt, so wird er die etwaigen Umwege auch durch eine schnellere Maschine nicht wieder gut machen können. Das Zielfahren wird wohl in der Hauptsache bei nicht zu großer Flughöhe auf ein Fliegen in Deckung hinauskommen; besonders markierte Punkte der Flugbahn werden dem Flieger bekanntgegeben und nun der Kurs von Punkt zu Punkt neu gesetzt. Ein Zielfahren in des Wortes weitester Bedeutung auch bei größeren Entfernungen setzt dagegen eine gewisse Gleichmäßigkeit der Luftbewegung und stetige Fahrt der Maschine voraus.

Nun kommt es aber bei einer Zuverlässigkeitsmaschine wesentlich darauf an, daß sie mehrtägige Flüge hintereinander absolviert, daß sie ferner die Landungen auf teilweise unbekanntem Terrain gut übersteht, so daß sie ohne Reparaturen stets gebrauchsfähig erscheint. Und hiermit kommen wir schon auf das schwierige Gebiet der Reparaturen und ihrer Kontrolle. Sollen nun Reparaturen überhaupt gestattet sein? Hierzu müssen wir uns erst einmal fragen: Was sind Reparaturen? Eine genaue Definition stößt bei näherer Betrachtung auf große Schwierigkeiten. Schließlich gehören das Anziehen einer Schraubenmutter, das Anspannen eines Spannschlösses und dergleichen einfache Handgriffe schon unter den Begriff Reparatur. Zweifellos kann es aber keinem Flieger verboten werden, derartige Handgriffe auszuführen; erlaubt man diese aber, so kann das Nachrichten irgendwelcher Stäbe kaum untersagt werden, und so bildet sich schließlich eine Kette von Möglichkeiten, die es immer mehr ausschließt, scharfe Grenzen überhaupt zu ziehen. Gilt dies von den Reparaturen selbst, so dürften die Schwierigkeiten in noch viel höherem Maße auf

eine Kontrolle zutreffen. Es ist von vornherein ausgeschlossen, sämtliche Einzelteile so zu stempeln und zu plombieren, daß nicht ein Fachmann doch irgendwelche Mittel und Wege findet, sie auszubessern. Um hier also von Anfang an jeder Verleitung zum Umgehen der Kontrolle vorzubeugen, müssen sämtliche Reparaturen erlaubt sein. Nur ein vollständiger Wechsel des ganzen Flugapparates bzw. des ganzen Motors soll im Interesse des Hauptzweckes der Ausschreibungen verboten sein. Hierbei wird unter »Flugzeug« das System der Tagdecken verstanden, unter »Motor« der gesamte Unterbau mit der Kurbelwelle bei stehendem Motor, das Gehäuse mit eingelagerter Kurbelwelle bei Rotationsmaschinen. Diese Bestimmungen stimmen auch ganz gut mit dem Zweck eines Zuverlässigkeitswettbewerbes überein. Sämtliche kleinen Reparaturen, die bei dem jetzigen Stand der Flugmaschinen und Motoren noch recht häufig vorkommen und die (wie jeder Fachmann weiß) absolut kein Kriterium für die Beurteilung der Maschine sind, alle diese Ausbesserungen muß ein Flugzeugführer an seinem Apparat vornehmen können, ohne daß ihm hierdurch außer dem Zeitverlust noch eine weitere Schlechtbewertung zuteil wird. Es wird sich hierbei wahrscheinlich herausstellen, daß die zum Ausbessern aufgewendete Zeit ungefähr proportional ist der Größe des Schadens, so daß es in jeder Beziehung gerecht erscheint, einfach die Flugzeit in die Bewertung zu ziehen. Nun könnte man vielleicht sagen, die Reparaturen während des Fluges werden zwar auf diese Weise einigermaßen gerecht bewertet, wie verhält es aber sich mit den Ausbesserungen auf den verschiedenen Etappenorten? Auch diese Frage erledigt sich sehr einfach. Kommt nämlich ein Flieger mit seinem Apparat an dem betr. Landungsorte an, ist also der Flug vollständig erledigt, so hat er auch keine Reparaturen, denn es ist einigermaßen unwahrscheinlich, daß sich die Ausbesserungsbedürftigkeit eines Flugapparates gerade in dem Moment zeigt, wenn der Flieger seinen Motor abstellt, um im Gleitflug den vorgeschriebenen Landungsplatz zu erreichen. Die vorerwähnten Bedenken kämen nur dann in Frage, wenn der Apparat zwar bis unmittelbar vor der Landung tadellos in Ordnung gewesen und erst durch eine zu harte Landung eine Beschädigung des Gestelles erfolgt wäre. Dies wird aber wohl so selten vorkommen, daß man dann die kleinen Ausbesserungen dem Führer auch nicht zur Last zu legen braucht. Geht man in dieser toleranten Weise vor, so dürfte es auch möglich sein, die Kontrolle derart durchzuführen, daß wirklich allen Unterschieden Einhaltung geboten ist. Es brauchen jetzt nur die Tragdeckensysteme und das vorgenannte Gehäuse des Motors irgendwie gezeichnet zu werden. Eine Umgehung der Vorschrift, durch eine schnell ausgeführte Zwischenlandung auf freiem Felde und Entnahme der betr. Teile von einer anderen Maschine gleichen Typs hat sehr wenig Wahrscheinlichkeit für sich, denn erstens müßte die Ersatzmaschine schon vorher an den beabsichtigten Ort geschickt, zweitens würde die Arbeit des richtigen Einpassens aller Einzelteile unverhältnismäßig groß und endlich würde solche Arbeit auch beobachtet werden.

Eine Zusammenfassung aller dieser Fragen kommt in Frage, wenn man den Unterschied der Einzelflugzeuge zu den Apparaten für Passagiermitnahme gerecht beurteilen will. Für letztere ergeben sich Vor- und Nachteile, die irgendwie ausgeglichen werden müssen. Der Passagier trägt durch seine Belastung dazu bei, die Eigengeschwindigkeit der Maschine etwas herabzusetzen; sein Gewicht muß ferner anders in Rechnung gesetzt werden, wie irgendwelches Ballast- (totes) Gewicht, weil für ihn noch der Luftwiderstand erschwerend hinzukommt. Diesen Nachteilen gegenüber bietet der Passagier dem Flugzeugführer ev. erhebliche Vorteile. Während der Einzelflieger sämtliche Funktionen seines Apparates selbst zu bedienen hat, während er neben der Steuerung auch die Orientierung vornehmen und gleichzeitig seinen Motor beobachten muß, können diese Arbeiten beim Passagierflug passend verteilt werden. Der Flieger behält seine ganze Aufmerksamkeit und Frische für die Führung seines Apparates, während ihm sein Mitfahrer die Orientierung abnimmt und außerdem noch auf den Motor achtet, was gerade bei stehendem Motor nicht zu unterschätzen ist. Irgendwelche verabredete Zeichen ermöglichen eine Verständigung in einfacher Weise. Ist am Gang eines Motors etwas unklar, so wird dies dem Ohr eines geübten Fachmannes sofort beim Entstehen kund, zumal wenn die Aufmerksamkeit desselben durch nichts abgelenkt wird. Er wird dann den Flieger

möglichst schnell zu einer Zwischenlandung veranlassen und bei dieser in kurzer Zeit den Schaden beheben können. Also auch bei Reparaturen ist dem Flieger durch seinen Mitfahrer unstreitig stets eine gewisse Hilfe geleistet, und wenn dieselbe auch nur darin besteht, daß der Passagier schnell aus der nächsten Ortschaft eventuell telephonisch Hilfe herbei schaffen kann. Um diese Vor- und Nachteile in gerechter Weise gegeneinander abzuschätzen, soll bei diesem Wettbewerb nach Vergleichsrechnungen bisher erzielter Geschwindigkeiten und gestützt auf die Erfahrungen der Konstrukteure jedem Passagierflugzeug von seiner Gesamtflugzeit ein Abzug von 15 v. H. dieser Flugzeit gemacht werden. — Dem jetzt in Frankreich vielfach üblichen, zum mindesten leichtsinnigen Vorgehen der Flieger, bei Passagierflügen Kinder mitzunehmen, um der Bestimmung des Passagierflugs zu genügen und trotzdem an Gewicht zu sparen, soll Einhaltung geboten werden, daher ist bei diesem Wettbewerb vorgeschrieben, daß Flieger und Passagiere zusammen mindestens 140 kg wiegen müssen.

Um es zum Schlusse nochmals hervorzuheben: Durch eingehendere Beratungen ist es für die gerechteste Bewertung erachtet, von allen Gut- und Schlechtpunkten abzusehen und nur die aufgewendete Flugzeit (nicht also die Eigengeschwindigkeit des Apparates) in Rechnung zu setzen. Die Ergebnisse der nächsten Wettbewerbe werden es zeigen, ob diese Überlegungen richtig waren und in welcher Richtung Verbesserungen vorzunehmen sind. Damit diese Verbesserungen im engsten Einklang mit den Fliegern und der Flugzeug- und Motoren-Industrie vorgenommen werden, möchten alle Fachleute geeignete Vorschläge möglichst in der Fachpresse bekannt geben. Nur dadurch werden alle Teile zu ihrem Rechte kommen.

Bücher-Besprechungen.

Illustrierte Technische Wörterbücher in sechs Sprachen: Deutsch, Englisch, Französisch, Russisch, Italienisch, Spanisch. Herausgegeben von Alfred Schломann, Ingenieur. **Band X. Motorfahrzeuge** (Automobile, Motorboote, Motorluftschiffe, Flugmaschinen) mit ca. 1800 Abbildungen. Bearb. von Dipl.-Ing. R. Urtel, Berlin. R. Oldenbourg, München und Berlin 1910. Preis 12,50 M.

Die »I. T. W.« sind längst auf dem Arbeitstische des Ingenieurs heimisch geworden. Die außerordentlichen Schwierigkeiten der Schaffung eines alle Zweige der Technik und alle wichtigen Kultursprachen umfassenden, und doch nicht unpraktischen, unüberschbaren und — unbezahlbaren technischen Wörterbuches sind durch die Methode Deinhardt-Schlommann so glücklich gelöst worden, wie man es noch vor wenigen Jahren kaum für möglich hielt. Das ist keine Übertreibung. Zwar sind noch nicht alle Zweige der Technik an die Reihe gekommen, aber die Methode ist da und glänzend bewährt an einer Reihe in sich abgeschlossener Bände, die nun, soweit man will, ausgedehnt werden kann. Von den »Maschinenelementen« im Jahre 1906 an ging es über die »Dampfmaschinen usw.«, »Die Elektrotechnik«, »Die Verbrennungsmaschinen«, »Eisenbahnbau und Betrieb« usw. bis zu diesem X. Bande mit immer aufsteigendem Erfolg unter einhelligem Beifall der ganzen technischen Welt.

Wer heute in Pittsburg oder in Mailand, in Birmingham oder Barcelona, Paris und Petersburg nicht zu vergessen, mit technischen Dingen in fremder Sprache zu tun hat, der kann gar nichts Besseres anschaffen als den einen, selben Band der »I. T. W.«, der gerade sein Fachgebiet enthält; er müßte sich denn schon daran stoßen, daß immer das deutsche Wort voran steht. Sonst sind die sechs Sprachen so völlig symmetrisch behandelt, daß es ganz gleichgültig ist, von welcher man ausgeht. Der eigentliche Text des Buches, nämlich die notwendigen Begriffsbestimmungen, Erklärungen usw. sind nämlich in keiner der Sprachen geschrieben oder, wenn man will, in allen zugleich. Eine Trennung nach Bänden oder Abteilungen mit »Deutsch voran«, »Englisch voran« usw. gibt es nicht.

Wie das alles erreicht ist, wollen wir kurz erklären; denn von den Lesern dieser Zeitschrift werden doch wohl manche die Entstehung der »I. T. W.« noch nicht verfolgt haben.

Die Technik ist also nach Fachgruppen unterteilt, für jedes Fach immer nur ein Band, nicht größer, als daß man ihn noch gut in die Tasche stecken kann. Man stelle sich vor, wieviel Bände von A bis Z es bei dieser bis in die tausendfachen Verästelungen der modernen Technik vordringenden Vollständigkeit sonst geworden wären!

Aber in der Zerlegung nach Fächern liegt noch nicht das großartige der neuen Methode. Die Hauptsache ist, daß es hier überhaupt nicht nach dem ABC geht, sondern systematisch nach dem

technischen Zusammenhang, und daß ferner sämtliche Erklärungen in der »Weltsprache des Ingenieurs«, der Zeichnung, geschrieben sind. Auf den ersten Blick sollte man meinen, daß die Unzahl von Abbildungen, denn etwa 1800 enthält allein dieser Band X, den Umfang riesig vermehren müßten. Aber im Gegenteil: nur auf diesem Wege ist es überhaupt möglich, einen solchen Wortschatz, wohl 4—5000 Worte in jeder der sechs Sprachen, in einem handlichen Bande zu vereinigen, jedes für jeden auf deutlichste Weise erklärt, die alle Mißverständnisse ausschließt, und die es sogar dem, der in der eigenen Sprache nicht recht Bescheid weiß, (was nämlich jedem passieren kann, da man doch nicht auf jedem technischen Sondergebiete zu Hause ist), dergestalt auf die Sprünge hilft, daß er das Fach förmlich danach studieren kann.

Nehmen wir ein Beispiel: Pleuelstange. In der Mitte der Seite ein kleines Bild, unverkennbar für jeden, der sich nur einmal einen Motor ordentlich angesehen hat. Zu beiden Seiten, je zu Dritt untereinander, die entsprechenden Worte in den sechs Sprachen. Eine Ordnungsziffer am Rande, auf jeder Seite oben mit 1 beginnend. Jederseits ein Strich. Dann kommt das nächste Wort: Pleuelstangenschaft. Keine Figur in der Mitte, sondern nur ein a; denn mit a ist auch in obiger Figur der Schaft bezeichnet. Wieder die sechs Worte beiderseits und die nächste Ordnungsnummer. Dann weiter: b Pleuelstangenkopf, c Pleuelstangenlager usw. nach Bedarf, bis eine neue Figur nötig wird. Auch für besondere Handgriffe oder Bewegungen, die an dem Gegenstand vorkommen, und für oft gebrauchte Ausdrücke, die damit zusammenhängen, werden die sechs Worte beigelegt und durch Bezugszeichen, die auf Bewegungs Pfeile u. dgl. in der Figur hinweisen, oder durch besondere kleine Illustrationen treffend gekennzeichnet.

Nach den Pleuelstangeneinheiten kommt nicht etwa ein anderes Wort mit »Pl« in buntem Gemisch der Dinge, sondern: Kolben, mit Kolbenringen und allem, was sonst dazu gehört. Denn wir sind mitten im Abschnitt »Motoren«, und diese werden mit allen wichtigen Bestandteilen und Verschiedenheiten Stück für Stück durchgenommen, wie es ihrem Aufbau entspricht. Dann folgen die Abschnitte Vergaser, Zündung, Auspuff, Kraftübertragung usw., und das alles zusammen bildet das Kapitel »Ausrüstung mit Explosionsmotoren«, dem andere Kapitel: Ausrüstung der Dampfwagen, Elektromobile, gemischter Antrieb, Oberbau, Werkzeuge, Betrieb und Wartung usw. folgen.

Auch dem »Sport« und dem »Kauf, Verkauf und Versand« sind besondere Kapitel gewidmet. Bei abstrakten Dingen, wo mit der Bildersprache nichts anzufangen ist, bleibt der mittlere Raum frei. Da braucht man aber auch, wie man leicht merkt, die Erläuterungen nicht so nötig. Höchst wichtig sind sie dagegen im Kapitel »Theorie«, wo die Begriffe der Mechanik, Beanspruchungen, Arbeitsvorgänge u. dgl. durch allbekannte schematische Skizzen oder Diagramme verbildlicht, Rechnungsoperationen, Messungsgrößen u. dgl. durch ihre Formeln oder Symbole an Stelle der Figuren auf das treffendste bestimmt werden.

Die systematische Anordnung des Stoffes gibt nun freilich noch keine Möglichkeit, ein fremdes Wort aufzufinden, dessen Zusammenhang man noch gar nicht kennt. Deshalb folgt als notwendige Ergänzung nun ein alphabetisches Register, das aber keine Übersetzungen gibt, sondern nur durch eine Zahl mit angehängtem Index auf die Seite verweist, wo das Wort vorkommt. Der Index ist die Ordnungsziffer auf der Seite. Bei öfters vorkommenden Worten ist außerdem immer der besondere Zusammenhang beigelegt. Man braucht also niemals lange zu blättern und spaltenlange Erklärungen nach der passenden Bedeutung des Wortes durchzusuchen, sondern findet immer gleich das Richtige. Deshalb versöhnt man sich schnell mit dem doppelten Aufschlagen, obwohl das Register etwas lang ist; denn es enthält die Worte aller Sprachen durcheinander; nur die russischen haben wegen ihres besonderen Alphabets ein besonderes Register. Überhaupt ist das Übersetzen aus fremder Sprache viel leichter als das Übersetzen in fremde Sprache. Und da ist die systematische Anordnung von unerschätzbarem Vorteil. Wie lange hätten wir sonst wohl zu suchen, wenn wir z. B. einen »Kühler mit hintereinander geschalteten Rippenrohrschlangen« ins Englische übersetzen sollten. Hier aber finden wir: »gilled tubes radiator« with »coiled pipes«, »connected in series« alles auf einer Seite beisammen.

Solches Beispiel zeigt schon, wie weit die Sorgfalt der Bearbeitung in die technischen Einzelheiten gegangen ist. Wenn man bei längerem Gebrauch schließlich einmal eine Lücke findet oder eine Übersetzung, die nicht ganz einwandfrei erscheint, so ist das gegenüber der geleisteten Riesenarbeit und zumal bei der ersten Auflage ganz unwesentlich. Mir ist übrigens bei längerer Beobachtung nur sehr wenig derart begegnet, wie ich auch in Besprechungen der früheren Bände der »I. T. W.« nirgends ernstliche Einwände gegen ihre Vollständigkeit und Stichhaltigkeit gefunden habe.

Nach den Kapiteln XV und XVI, worin »Motorfahräder« und »Motorboote« behandelt sind, interessieren uns nun besonders die Kapitel XVII bis XIX: »Luftschiffahrt«, »Flugmaschinen« und »Drachenballon«. Im ersteren sind Luftschiffe und Freiballone durchgenommen, in zahlreichen Abschnitten von der Reißbahn

bis zum Ppropfenzieher; im letzteren besonders auch das Ballon-exerzieren mit den zugehörigen Handgriffen, Kommandoworten u. dgl.

Wie der Herausgeber im Vorwort nicht verschweigt, waren bei der Luftschiffahrt besondere Schwierigkeiten zu überwinden, um schon in unserer eigenen Sprache bei der noch sehr schwankenden Terminologie immer die richtigen Ausdrücke zu treffen. Und so hat er es nicht an Bemühungen um fachmännische Beratung fehlen lassen. Herr Oberleutnant Stelling, die Automobil- und Flugtechnische Gesellschaft unter dem Vorsitz von Dr. E. Valentin u. a. haben sich das Verdienst erworben, im großen und ganzen entschieden gesunde Wege gewiesen zu haben.

Freilich konnten die Beschlüsse des Deutschen Luftschifferverbandes vom Herbst 1910 noch nicht berücksichtigt werden, von denen man wohl annehmen darf, daß sie schließlich in manchen Punkten, wo jetzt noch Meinungsverschiedenheiten bestehen, und wo auch die Berater der »I. T. W.« anderer Meinung waren, den Ausschlag geben werden, zumal sie einige Zeit vorher schon von allen deutschen Behörden angenommen und im amtlichen Verkehr ausschließlich angewendet waren. Besonders handelt es sich dabei um den vielumstrittenen »Flieger«, dem man seine natürliche Bedeutung auf die Dauer doch nicht vorenthalten kann. In der nächsten Auflage wird also der »Aviater« und andererseits auch die Gleichsetzung: Flugmaschine = Flieger wohl verschwinden, und das »Flugzeug« dafür erscheinen. Der Aeroplan wird auf Deutsch nicht mehr »Dracheflieger«, sondern »Flugdrache« heißen. Auch die »Flächen« als körperliche Gebilde werden hoffentlich mit der Zeit entbehrlich. Daß auch sonst in einigen Jahren eine gründliche Verbesserung und Erweiterung des flugtechnischen Abschnitts notwendig werden wird, liegt so im Wesen der Sache, daß wir allerlei kleine Bemerkungen dazu kurz fassen können: daß z. B. »measurements« im Englischen nicht ganz richtig ist für »Abmessung« und »dimension« (es bedeutet vielmehr Vermessung oder mesurage); daß »Ausmaß« einen so speziellen Sinn wie »length between perpendiculars« in der Flugtechnik jedenfalls nicht hat; daß wir Lanchesters »apteroiden Aspekt« und ähnliches im Deutschen wohl entbehren können; daß wir dagegen manche Worte, z. B. »décalage«, »schaufferette«, »calme«, »Windstille«, »Klafferung« nicht gern vermissen; daß man den Begriff des Eindeckers durch eine Grundrißzeichnung nicht gut klar machen kann, wo noch ein zweites Deck darunter sein könnte; daß man eine »parabolisch gewölbte Tragfläche« nicht gerade von Herrn Wegner von Dallwitz, nämlich verkehrt, abzeichnen brauchte u. a. m.

Das wird alles bei der nächsten Auflage schon von selbst ganz anders ausschauen. In allen Sprachen kann sich die flugtechnische Terminologie erst allmählich klären. Im Deutschen scheinen neben den schon erwähnten Beschlüssen des D. L. V. auch unsere kürzlich gemachten »Vorschläge für einheitliche Fachausdrücke in der Flugtechnik«¹⁾, nach vielerlei Beifall und sonstigen Anzeichen zu schließen, einiges zur Klärung der Sprache beigetragen zu haben, in deren Namen wir dem Herausgeber und Verleger nur dankbar sein können für ihre großartige Leistung.

Das Bedürfnis nach solchem Wörterbuch ist gerade auf unserem Gebiete heute zweifellos so allgemein, daß es auch dem vortrefflichen X. Bande der I. T. W. an dem reichen Erfolge seiner Vorgänger nicht fehlen kann.

7. Februar 1910.

F. Bendemann.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. A. 18 705. Knotenverbindung für Gitterträger, insbesondere für Gondeln und Tragerrüste von Luftfahrzeugen. »Astra« Société de Constructions aéronautiques, Anciens Etablissements Surcouf, Billancourt, Seine; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 19. 4. 10. E 13. 6. 11.

77 h. B. 60 932. Vorrichtung zum Ein- und Ausfahren von Luftschiffen in und aus Hallen; Zus. z. Pat. 227 154. Gustav le Bell, Essen-Ruhr, Alfredstr. 29. A 24. 11. 10. E 13. 6. 11.

77 h. G. 31 467. Propeller mit verstellbaren Flügeln. Martin Gilgenberg, Kattowitz. A 7. 12. 09. E 13. 6. 11.

77 h. M. 41 671. Zusammenlegbarer Fallschirm. Fa. Friedrich Mohr, Frankfurt a. M. A 27. 6. 10. E 13. 6. 11.

77 h. B. 57 261. Luftschiffgondel mit Ballastabgabevorrichtung. Dr. Oswald Berneker, Berlin, Kurfürstenstr. 70/77. A 28. 1. 10. E 18. 6. 11.

77 h. L. 30 695. Luftschiffgerüst. Franz Lönholdt, Frankfurt a. M., Bockenheimer Landstr. 112. A 3. 8. 10. E 18. 6. 11.

77 h. P. 22 836. Schwenkbare, gegenläufige Doppelschraube mit einer die Schraubenlager tragenden, die Antriebswelle umfassenden Hohlwelle. Georg Pum, Wien; Vertr.: S. F. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. A 10. 3. 09. E 18. 6. 11.

¹⁾ Zeitschrift 1910, Heft 20.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	DR. S. FINSTERWALDER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR. N. JOUKOWSKY PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. R. EMDEN PROFESSOR AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	E. JOSSE PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

27. Mai 1911.

Heft 10.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge. Von A. Wagener in Danzig. (Schluß.) S. 125.
Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschrauben-Prüfung auf der Ila. Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Fortsetzung.) S. 128.

Neue Flugzeuge. Von Dr. V. Quittner, Dipl.-Ing. und Ing. A. Vorreiter. S. 131.
Militärflugschau. S. 134.
Flugschau. S. 135.
Patentschau. S. 136.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Beiträge zur Frage der Verwendung von Zweitaktmaschinen für Luftfahrzeuge.

Von A. Wagener in Danzig. (Schluß.)

Bevor man bei einer ersten Ausführung dazu kommt, auf dem Sammelbehälter für Luft Diagramme zu indizieren, ist nicht viel mehr auszurichten, als daß man sich durch Zuhilfenahme geeigneter Mittel, z. B. auswechselbarer Nocken, die Möglichkeit einer weitgehenden Veränderung der Steuerungsverhältnisse sichert, die Einstellung nach Gutdünken wählt und mit der Erprobung beginnt. In der Regel werden sich anfänglich mancherlei Störungen ergeben, zu deren endgültiger Beseitigung die Kürze des Entschlusses nicht immer beiträgt. Es kann nicht dringend genug empfohlen werden, vorher eine gute Indiziereinrichtung bereitzustellen und diese schon bei den ersten Versuchen ausgiebig zu benutzen, um so bald wie eben möglich brauchbare Diagramme als Unterlagen für eine planmäßige Durchführung der Berichtigungen zu erhalten. Welche Bedeutung der Geschwindigkeitsänderung des ausfließenden Brennstoffes zukommt, wird dann bald zu erkennen sein.

Nachteile, die mit einer mangelhaften Verteilung des Brennstoffes über den Querschnitt des Luftstromes zusammenhängen sollten, lassen sich möglicherweise mit Hilfe von Mischgittern oder ähnlichen Einrichtungen bis zu einem gewissen Grade verringern. Allerdings scheint nach mehreren Versuchen, die vom Verfasser in dieser Richtung an Zweitakt- und auch an Viertaktmaschinen angestellt wurden, vor einer Überschätzung dessen, was mittels mechanischer Vermengung erzielt werden kann, gewarnt werden zu müssen. Unter sonst günstigen Ver-

hältnissen war eine ganz annehmbare Wirtschaftlichkeit der Verbrennung auch dann schon festzustellen, wenn lediglich dafür gesorgt war, daß Gas und Luft im richtigen Mengenverhältnis zusammenströmten. Wurde dann hinter der Vereinigungsstelle die Strömung durch besondere Mittel gestört, um Unstetigkeiten des Zusammenhanges hervorzurufen und die Stromfäden zu verwirren, worauf ja die Wirkung aller Mischvorrichtungen hinauskommt, so war wohl stellenweise eine Abnahme des Gasverbrauches unter sonst gleichen Umständen zu erkennen, aber es handelte sich doch immer nur um relativ unbedeutende Unterschiede. Es wurde auch versucht, die Wirkung zu verstärken, was auf verschiedene Weise zu ermöglichen ist, z. B. dadurch, daß mehrere Gitter oder Roste mit verschiedener Stabrichtung hintereinander geschaltet oder solche mit engeren Maschen bzw. Spalten benutzt werden; auch hierbei waren bedeutende Fortschritte in keinem Falle nachzuweisen, wohl aber zeigte sich, daß leicht das Gute zu viel getan und das Gegenteil von dem herbeigeführt werden kann, was beabsichtigt war. Das ist ja auch nicht schwer zu erklären. Die Anwendung derartiger Mittel ist stets mit Arbeitsverlusten verbunden und erfordert mehr oder minder bedeutende Erweiterungen des Rohrquerschnittes am Orte der Mischvorrichtung, wenn anders nicht die zu überwindenden Strömungswiderstände ungebührlich rasch anwachsen sollen. Im allgemeinen wird man sich aber nur sehr ungern dazu entschließen, unmittelbar vor dem Einlaßorgan die Gemischleitung stark zu erweitern. Denn solche Querschnittsvergrößerungen bedingen immer auch eine Zunahme der Rohrlänge, daher erst recht eine Vermehrung des Rauminhaltes, der im

übrigen nur Bedenken entgegenstehen. Im ganzen waren die Ergebnisse so wenig ermutigend, daß von der Verwendung rotierender Mischvorrichtungen, die ursprünglich ebenfalls in Erwägung gezogen worden war, abgesehen wurde. Nun ist zu berücksichtigen, daß Gas und Luft sich im Durchschnitt beide mit relativ hohen Geschwindigkeiten bewegen; wahrscheinlich entstehen zumal an der Vereinigungsstelle, wo ja in der Regel auch beträchtliche Richtungsänderungen stattfinden, von selbst schon sehr kräftig und nachhaltig wirkende Unstetigkeiten des Zusammenhanges, wonach dann die Innigkeit der Vermischung durch besondere Mittel nicht mehr erheblich gefördert werden kann. Daß sich die Vermischung von Luft und Flüssigkeitsstaub quantitativ anders gestaltet, unterliegt wohl keinem Zweifel, indessen läßt sich über die Tragweite dieses Unterschiedes bis jetzt nichts aussagen. Die resultierende Geschwindigkeit der die Brennstoffdüse umströmenden Luft ist so groß, daß sicherlich während des ganzen Ausfließens starke Unstetigkeiten vorhanden sind und wahrscheinlich die zuzuführende Brennstoffmenge selbst dann, wenn man sie in Form eines geschlossenen Strahles an der Düse austreten ließe, sofort zerrissen und zerstreut werden würde. Um so eher ist wohl eine gute Verteilung zu erwarten, wenn mit Hilfe der bekannten Mittel dafür gesorgt ist, daß bereits in der Düsenmündung die Auflösung des Brennstoffes in Flüssigkeitsstaub eingeleitet wird. Bei all dem sollte die Anwendung einfacher Mischvorrichtungen doch nicht außeracht gelassen werden, da man sich ja über deren Wirksamkeit bei ganz geringem Zeit- und Kostenaufwand durch den Versuch Gewißheit verschaffen kann.

Angenommen, es zeige sich bei der Erprobung einer Maschine, daß der Verlauf der Geschwindigkeitsänderung beim Ausfließen des Brennstoffes in der Tat von merklichem Einfluß auf die Wirtschaftlichkeit der Verbrennung sei, so wäre der bereits erwähnte Umstand ins Auge zu fassen, daß die Gestalt der Druckabfalllinie, Fig. 16, merklichen Änderungen unterliegen kann, falls bei unveränderlich gesteuertem Einlaßventil die Umlaufzahl innerhalb weiter Grenzen schwankt. Denn es ändert sich in diesem Falle auch Kurve IV, Fig. 20, und es fragt sich, ob die Kurve GC mit IV in genügender Übereinstimmung gehalten werden kann. Darüber wäre nach den Ergebnissen der Untersuchung zu entscheiden. Sollten sich bei starker Verringerung der Umlaufzahl außer einer Zunahme der Brennstoffmenge B , keinerlei Nachteile einstellen, so könnte man in besonderen Fällen die Beeinträchtigung der Wirtschaftlichkeit einfach hinnehmen, für solche Maschinen nämlich, die nur ausnahmsweise und während kurzer Zeiten mit beträchtlich kleineren Geschwindigkeiten als der normalen betrieben werden sollen. Andernfalls wäre zu bedenken, daß sich mittels einer veränderlichen Steuerung des Einlaßventils E die Zeit z_e sehr angenähert konstant halten und dadurch dem genannten Übelstand abhelfen läßt. In bezug auf Fig. 14 kennzeichnet sich die vorzunehmende Änderung dadurch, daß bei Abnahme der Umlaufzahl der Punkt S_0 , da sich der Abszissenmaßstab ändert, nach rechts wandern muß. Dann wird der Inhalt der punktierten Fläche größer als nötig, was aber keine Nachteile mit sich bringt. Ist n die normale und n' die kleinste Umlaufzahl, die in Betracht kommt, so muß beim Übergang von n nach n' die Länge z_e auf $z_e' = z_e \frac{n'}{n}$ verkürzt werden. Reduziert man die Abszissen der Ventilweglinie E nach dem Verhältnis $\frac{n'}{n}$, ohne die Ordinaten zu ändern, so erhält man die zu n' gehörige Ventilweglinie E' , und wenn in ähnlicher Weise noch zwei oder drei weitere

Kurven als Zwischenstufen aufgezeichnet werden, so kann man aus den insgesamt entworfenen Ventilweglinien ebenso viele Schablonen zur Herstellung eines abgeschrägten Nockens ableiten, durch dessen Verschiebung sich der Verlauf der Ventilbewegung in bezug auf die Zeit annähernd konstant halten läßt. Mit Hilfe veränderlich einstellbarer Drosselorgane, die zwischen Brennstoffdüse und Einlaßventil anzuordnen wären, würde wenn auch nicht die gleiche so doch eine ähnliche und vielleicht schon ausreichende Wirkung zu erzielen sein, eine Möglichkeit, die jedenfalls erwähnt zu werden verdient. In derartigen Mitteln ist gewiß nichts Ungewöhnliches zu finden; die Frage, ob und bis zu welchem Grade sich ihre Anwendung zu lohnen verspricht, kann nur in der Praxis entschieden werden.

Bei der Durchbildung der Düsen- und Ventilsteuerung sind infolge des Umstandes, daß hohen Umlaufzahlen sehr kleine Werte der Zeiten z_e und z_b entsprechen, ernste Schwierigkeiten zu erwarten, zu deren Überwindung mit aller Sorgfalt auf die Dynamik der Getriebe eingegangen werden muß. Für die Düsensteuerung wäre die Verwendung schwingender oder umlaufender Schieber an Stelle der in Fig. 21 schematisch dargestellten Ventilanordnung sehr erwägenswert.

Schließlich sei noch kurz des Umstandes gedacht, daß sich während der Zerstäubung des Brennstoffes ein Teil der leichteren Bestandteile verflüchtigt, wodurch der Mischluft eine bestimmte Wärmemenge entzogen wird. Über den Einfluß dieses Vorganges auf den Verlauf der Zustandsänderung, die mit dem Ausfließen der Luft einhergeht, läßt sich in quantitativer Hinsicht allgemein nichts aussagen. Um Näheres darüber im besonderen Falle, z. B. während der Erprobung einer Maschine, zu ermitteln, wird man wohl zunächst den Indikator zu Hilfe nehmen und festzustellen suchen, welche Unterschiede sich für sonst nahezu gleiche Verhältnisse zwischen dem Ausfließen reiner Luft und dem der ordnungsmäßig zusammengesetzten Ladung bemerkbar machen, wie sie in normalem Betrieb dem Kraftzylinder zuzuführen ist. Wenn man in nicht allzu kurzen Zeitabständen während des Indizierens durch einen leicht zu bewerkstellenden Eingriff die Brennstoffdüse für wenige Arbeitsspiele ganz geschlossen hält, so tritt offenbar in der kurzen Zeit dieser Unterbrechung der Brennstoffzufuhr keine belangreiche Änderung des Betriebszustandes ein. Mit dem nächsten Versuch gleicher Art wartet man eine Weile, bis die Einflüsse der wenig nachhaltigen Störung verschwunden sind.

Sollte sich im Gegensatz zu der zuletzt erörterten Annahme herausstellen, daß der Verlauf der Kurve GC, Fig. 20, innerhalb ziemlich weiter Grenzen für die Wirtschaftlichkeit der Verbrennung nur wenig zu sagen habe, so wäre die Erwartung berechtigt, auch bei Einführung des Brennstoffes durch eine in den Verbrennungsraum des Kraftzylinders mündende Düse D_2 , Fig. 1, noch eine brauchbare Gemischbildung verwirklichen zu können. Für die Ausbildung der Düsensteuerung würde das eine nicht zu unterschätzende Annehmlichkeit bedeuten. Die Brennstoffzufuhr könnte dann ja in demselben Zeitpunkte, wie bei Verwendung einer vor dem Ventil liegenden Düse D_1 , oder doch nur sehr wenig später beginnen, sich aber noch über den größten Teil des Verdichtungshubes erstrecken, so daß mit beträchtlich höheren Werten von z_b gerechnet werden dürfte. Außerdem brauchte die Anordnung einer veränderlichen Steuerung des Einlaßventils auf keinen Fall in Betracht gezogen zu werden.

V. Über Zweikolbenmaschinen; allgemeine Schlußbemerkungen.

Die zuletzt angestellten Erwägungen betreffen zum Teil ganz ähnliche Verhältnisse, wie sie durchweg für

Zweikolbenmaschinen bestehen, d. h. für solche Maschinen, bei denen sich in einem einzigen Zylinder oder in zwei durch einen gemeinsamen Verdichtungsraum zu einer Einheit verbundenen Zylindern zwei Kolben bewegen. Während der eine von diesen wie bei den bisher besprochenen Anordnungen den Auslaß steuert, übernimmt der andere in grundsätzlich gleicher Weise die Steuerung des Einlasses. Die daraus hervorgehenden Grundformen sind der in Fig. 2 und 3 gekennzeichneten insofern bedeutend überlegen, als die Verwendung zweier Kolben zu einer örtlichen Trennung der Auslaß- und Einlaßöffnungen führt. Diese wie jene können in gleichmäßiger Verteilung über den ganzen Zylinderraum ausgedehnt werden, womit sich einerseits eine viel bessere Luftführung, andererseits unter sonst gleichen Umständen erheblich größere Mittelwerte der Ausflußquerschnitte erzielen lassen. Man sieht, daß der Verlauf der Druckabfall-Linie — vgl. Kurve II, Fig. 16 — in grundsätzlich gleicher Weise, wie bei Anwendung eines unveränderlich gesteuerten Einlaßventils, von der Geschwindigkeit abhängt, mit der die Querschnitte der Luftöffnungen zu- und abnehmen. An die Stelle der Ventilweglinie in Fig. 12, 14 und 18 tritt die Weglinie des Einlaßkolbens; das bedingt gewisse leicht zu findende Modifikationen der in den vorigen Abschnitten besprochenen Erwägungen, die für die Wahl der Steuerungsverhältnisse hauptsächlich von Belang sind. Bei einer Triebwerksanordnung der Art, daß beide Kolben ihre inneren und äußeren Totpunkte O_i und O_a je in denselben Zeitelementen erreichen, liegt nicht nur die Weglinie K des Auslaßkolbens sondern auch die an Stelle der Ventilweglinie E einzuziehende Weglinie des Einlaßkolbens zu der durch O_a , Fig. 12, gehenden Achse symmetrisch. Dann kommt also — vgl. Fig. 14 — E_s vor A_s zu liegen, und zwar in dem gleichen Abstand, den E_0 von A_0 hat, so daß unter sonst gleichen Umständen für z_0 ein beträchtlich kleinerer Wert als in dem durch Fig. 14 gekennzeichneten Falle erhalten und die Zeit z_a dementsprechend schlechter ausgenutzt wird. Diesem Nachteil läßt sich bis zu einem gewissen Grade abhelfen, indem man durch geeignete Bemessung der Kurbelversetzung eine Phasenverschiebung der Weglinie des Einlaßkolbens gegen die des Auslaßkolbens herbeiführt. Man wird allerdings finden, daß darin gewöhnlich nicht sehr weit gegangen werden darf, wenn man sich die Ausgleichung der Massenkräfte nicht zu sehr erschweren will, für die eine vollkommene Gegenläufigkeit der beiden Kolben besonders günstig zu sein pflegt. Sollte sich bei der Erprobung der Inhalt der punktierten Fläche — nach Fig. 14 — als zu klein erweisen, so kann zur Beseitigung dieses Fehlers die Einstellung des Einlaßkolbens dermaßen geändert werden, daß er die von ihm gesteuerten Öffnungen relativ später freizugeben beginnt. In der Regel wird es jedoch besser sein, gleich die Auslaßöffnungen nach dem Verdichtungsraum hin zu erweitern, also l zu vergrößern. Dies kann so weit getrieben werden, daß nun auch eine Vermehrung des Inhaltes der schraffierten Fläche zu ermöglichen ist, indem man die Einlaßöffnungen ebenfalls erweitert oder sie nach veränderter Einstellung des Kolbens relativ früher öffnen läßt. Dieses zuletzt genannte Verfahren, das auch für den Auslaßkolben in Betracht kommt, gewährt den Vorteil, daß alle durch die Einstellung herbeigeführten Änderungen jederzeit rückgängig gemacht werden können, was vielfach für die Nachprüfung entscheidender Versuche besonders erwünscht ist. Freilich wird man sich dabei je nach der Ausbildung der Triebwerke mehr oder minder große Umständlichkeiten gefallen lassen müssen, da solche Änderungen in den meisten Fällen wohl mindestens für einen der beiden Kolben auf eine Verlängerung oder Verkürzung der Flügelstange hinauslaufen. Nun zeichnet sich das nächstliegende Mittel, die Flügel-

stangenlänge durch Einfügung verschieden starker Paßstücke zu ändern, nicht gerade als besonders einfach und handlich aus, und ob man auf irgendeinem anderen Wege besser davonkommt, ist sehr die Frage. Indessen bleibt zu beachten, daß diese und ähnliche Umständlichkeiten nur als vorübergehende Nachteile angesehen werden können, deren schnelle Beseitigung mit Hilfe sorgsam vorbereiteter und in guter Ordnung durchgeführter Untersuchungen zu erstreben ist. Solange dies nicht gelingt, wird an eine fabrikmäßige Herstellung der Maschine für den regelrechten Absatz kaum zu denken sein.

Als hervorragend günstig ist der Umstand anzusprechen, daß sich die dem Kraftzylinder für ein Arbeitsspiel zuzuführende Luftmenge oder doch ein großer Teil davon sehr bequem in unmittelbarer Nähe der Einlaßorgane aufspeichern läßt; der Sammelraum kann fast immer in ganz ungezwungener Weise so gestaltet werden, daß er den Zylinder über den Luftöffnungen als weiter ringförmiger Behälter gleichachsig umspannt, und dadurch wird die wichtigste Vorbedingung für ein gut geordnetes, nahezu schwingungsfreies Ausfließen erfüllt. Nach den an Zweitakt-Gasmaschinen gewonnenen Erfahrungen wird es sich höchstwahrscheinlich sehr verlohnen, diesen Vorteil nach Kräften auszubenten. Dann kann aber, wie sofort einzusehen ist, eine Zuführung des Brennstoffes vor den Einlaßöffnungen nicht mehr als empfehlenswert gelten, so daß die Möglichkeit, eine in den Verdichtungsraum des Kraftzylinders mündende Düse zu verwenden, erhöhte Bedeutung gewinnt.

Obgleich der Ersatz des Einlaßventils durch die vom Kolben gesteuerten Öffnungen nicht so hoch bewertet werden darf wie der auch bei Einkolbenmaschinen gleichermaßen erreichbare Ersatz des Auslaßventils, so ist er doch ohne Zweifel vorteilhaft genug, um zugunsten der Zweikolbenmaschine hervorgehoben werden zu müssen. Die gesteuerten Aus- und Einlaßöffnungen haben sich bei Zweitakt-Gasmaschinen als ausnehmend betriebssichere und der Wartung gegenüber höchst anspruchslose Organe erwiesen. Nach den an großen Zweikolbenmaschinen festgestellten Ergebnissen darf bestimmt angenommen werden, daß selbst bei der höchsten und längstausgedehnten Beanspruchung, die überhaupt für die auf Luftfahrzeugen zu verwendenden Maschinen in Frage kommt, die Auslaßöffnungen nicht öfter als alle sechs Wochen und die Einlaßöffnungen etwa nur alle drei bis vier Monate einmal gereinigt zu werden brauchen, in der Zwischenzeit aber ganz unbeachtet bleiben können. Will man indessen ganz sicher gehen, so kann man sich während jeder größeren Betriebspause nach Abnahme der Verschlußdeckel einiger Schaulöcher von dem Zustand der Öffnungen schnell überzeugen. Im übrigen verursacht die sehr einfach zu bewerkstellende Reinigung im Vergleich mit den zur Instandhaltung von Ventilen erforderlichen Arbeiten eine kaum nennenswerte Mühe.

Was die Ausgestaltung und Vereinigung der einzelnen Triebwerke mehrzylindriger Zweikolbenmaschinen betrifft, die zum Betriebe von Luftfahrzeugen dienen sollen, so ergeben sich dafür verhältnismäßig viele brauchbare Lösungen, während bei großen ortsfesten Gasmaschinen zufolge der hohen Triebwerksbeanspruchung die Wahl der konstruktiven Mittel weit mehr beengt ist. Gleichachsig laufende Kolbenpaare, wie sie z. B. bei der Bauart Oechelhaeuser und Junkers zu finden sind, zwingen ja an und für sich nicht zur Verwendung dreifach gekröpfter Kurbelwellen; man kann sie auch in bekannter Weise mit Hilfe doppelarmiger Schwingen auf zweifach gekröpfte oder unmittelbar auf zwei parallel gelagerte einfach gekröpfte Kurbelwellen treiben lassen, die dann zwangschlüssig zu kuppeln sind. Und die Einfügung solcher Schwingen oder

der zur Verbindung zweier parallelen Wellen dienenden Übertragungsmittel liegt bei den mit hohen Umlaufzahlen arbeitenden Fahrzeugmaschinen durchaus im Bereich der Lösungsmöglichkeiten, die jedenfalls einer gründlichen Prüfung wert zu sein scheinen. Nun können die paarweise zusammengehörenden Zylinderhälften auch in der Weise durch ihren gemeinsamen Verdichtungsraum miteinander verbunden werden, daß ihre Achsen nicht zusammenfallen, sondern konvergieren oder parallel laufen; Bauarten dieser Form sind — allerdings nicht lediglich für den Fahrzeugbetrieb, sondern auch für kleinere ortsfeste Anlagen — verschiedentlich vorgeschlagen und teilweise auch ausgeführt worden. Die meisten Kombinationen werden insgesamt eine größere Zahl von Triebwerkteilen aufweisen als gleichwertige Einkolbenmaschinen bei derselben Kolbenzahl. Welche Bedeutung dem darin zu erkennenden Nachteil beizumessen ist, läßt sich zunächst nur von Fall zu Fall an Hand vollständig durchgearbeiteter Entwürfe beurteilen. Allgemein darf es aber nach dem gegenwärtigen Stand der Dinge als eine relativ einfach zu bewältigende Aufgabe gelten, Triebwerke aller Art so zu bemessen, auszugestalten und zusammenzubauen, daß irgendwelche durch sie verursachte Störungen, abgesehen von ganz seltenen und als unvermeidlich zu betrachtenden Ausnahmen, nicht zu befürchten sind. In dieser Hinsicht kann den Unterschieden, die sich betreffs der Anzahl der Triebwerkelemente ergeben, keine wesentliche Tragweite zuerkannt werden.

Insbesondere dürften Zweitaktmaschinen mit drei Zweikolbenzylindern für große Luftschiffe in Betracht kommen. Man erreicht damit bei vorzüglichem Massenausgleich eine ebenso geringe Ungleichförmigkeit des Drehmomentes wie mit der sechszylindrigen Viertaktmaschine. Die genannte dreizylindrige Zweitaktmaschine wird aber aller Wahrscheinlichkeit nach schon bei gleicher Güte der Wartung von entschieden höherer Betriebssicherheit sein, und da sie der Überwachung unzweifelhaft merkbar zugänglicher ist, so darf erwartet werden, daß sich bei ihr die Vorteile einer sachkundigen, sorgsamten Behandlung in besonderem Maße zur Geltung bringen lassen. Den allgemein zu erfüllenden Vorbedingungen läßt sich gegenwärtig wohl noch am besten auf großen Luftschiffen entsprechen, wo hinsichtlich der Mitnahme von Bedienungsmannschaften die Schranken nicht allzu enge gezogen sind und die bestellten Wärter ihre ungeteilte Aufmerksamkeit auf die ihnen anvertraute Maschine gerichtet halten können.

Daß die so mäßig beanspruchten Ladepumpen eine nennenswerte Vermehrung der Störungsursachen bedingen sollten, ist nicht anzunehmen. Mehrere Ladepumpen lassen sich vorteilhaft miteinander vereinigen, so daß sie in eine gemeinsame Druckleitung fördern, die dann auf einfachste Weise durch Drehschieber abwechselnd mit den Luftsammelräumen der einzelnen Kraftzylinder in Verbindung zu setzen ist. Bei sternförmiger Anordnung der Pumpenzylinder können deren Kolben von einer einzigen Kurbel angetrieben werden, und es liegt auch der Gedanke nahe, in bekannter Umkehrung das die Pumpenzylinder tragende Gehäuse mit der Maschinenwelle zu kuppeln und einen feststehenden Zapfen an die Stelle der gemeinsamen Kurbel treten zu lassen. Dem stehen angesichts des höchst einfachen Arbeitsvorganges und der sehr geringen Beanspruchung der Ladepumpen tatsächlich keinerlei ernste Bedenken im Wege, — ein ganz hervorstechender Gegensatz zu den äußerst verwickelten und schwierigen Verhältnissen, mit denen man beim Bau und Betrieb umlaufender Kraftzylinder zu tun hat. Schließlich verdient die Verwendung doppeltwirkender Ladepumpen mit schwingenden Zylindern, die innerhalb der für die Abmessungen bestehenden Grenzen ohne Zweifel gut ausführbar sind, besonderer und

leicht erkennbarer Vorteile wegen ins Auge gefaßt zu werden, und auch hierbei ist wieder eine sternförmige Anordnung der Zylinder möglich. Es ist klar, daß diesen und ähnlichen Hinweisen für den Augenblick nur eine ganz untergeordnete Rolle zukommt, indessen schien der Vollständigkeit halber die Erwähnung einiger Mittel erwünscht zu sein, deren Anwendung, soweit dies nach konstruktiven Vorstudien beurteilt werden kann, nicht außer acht bleiben sollte. Ausschlaggebend ist vor allem die Frage, ob es gelingen wird, bei den für Luftfahrzeuge geeigneten raschlaufenden Maschinen den Arbeitsvorgang des Zweitaktes in so günstiger Form zustande zu bringen, daß die systemgemäß ihm eigenen Vorzüge nachdrücklich zur Wirkung gelangen. Volle Gewißheit darüber ist nur in der Praxis auf dem Wege umsichtig vorbereiteter Versuche zu gewinnen; an diesen scheint es bis jetzt noch gefehlt zu haben, sie können aber ohne allzu bedeutende Opfer durchgeführt werden und stellen die Erzielung lohnender Ergebnisse in Aussicht, so daß der Zeit- und Arbeitsaufwand, der nach reiflich durchdachtem Plan dafür eingesetzt wird, wohl zu rechtfertigen ist.

Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschraubenprüfung auf der Ila.

Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Fortsetzung.)

Ehe nun weiter auf die Kurvenblätter eingegangen werden soll, mögen noch einige besonders interessante Registrierungen folgen. Die in den Öldruckleitungen angebrachten Absperr- und Drosselhähne mußten wegen allerhand Schwierigkeiten entfernt werden. Fig. 13 zeigt nun eine der ersten Aufschreibungen nach dem Herausnehmen der Drossel- und Absperrhähne. Die recht erheblichen Kraftschwankungen des Motors während einer Arbeitsperiode sämtlicher Zylinder übertragen sich durch das Drehmoment-Dynamometer trotz der langen Rohrleitung nur wenig gedämpft auf die Manometer, so daß irgendeine Drosselung dringend notwendig war. Diese wurde dann auch durch zweckmäßiges Zusammenpressen der Rohre auf kurze Stücke gut erreicht. In einem weiteren Diagramm Fig. 14 sind diese Stöße schon vollständig gedämpft, nur unter gewissen Vorbedingungen treten noch Resonanzerscheinungen auf, die kleinere Schwingungen in den Kurven hervorrufen. Natürlich hätten auch diese entfernt werden können, jedoch bestand dann die Gefahr, daß die Drosselung für kleine Drehmomente mit ihren geringen Veränderungen zu groß gewesen wäre, so daß diese nur fehlerhaft aufgeschrieben wären, sich zum mindesten aber ungenau ergeben hätten. Gerade die kleinen Zacken boten eine stete Gewähr dafür, daß die Meßvorrichtungen sich in gutem Zustand befanden. In Fig. 14 ist auch sehr gut der Einfluß (auch der unmittelbare zeitliche) ersichtlich, den die Drehmomentkurve auf die Schubaufschreibung ausübt, wobei noch zu berücksichtigen ist, daß die Druckordinaten der letzteren viermal so groß sind als die der ersteren.

Kehren wir nun wieder zu unserem Beispiel zurück, so finden wir in Fig. 15 die Güteziffern in der vorerwähnten Weise als Ordinaten zu dem jeweiligen λ -Wert aufgetragen.

Die Kurve des Wirkungsgrades $\eta = \frac{P \cdot v}{M \cdot \omega}$ muß durch den Koordinaten Anfangspunkt gehen, weil für $v = 0$ sowohl λ als auch $\eta = 0$ wird. Über den ersten Verlauf der η -Kurve gibt es, wenn Versuche auf dem Stand vorliegen, noch einen Anhalt. Man kann in

$$\eta = \frac{P \cdot v}{M \cdot \omega} = \frac{P \cdot r}{M} \cdot \frac{v}{r \cdot \omega}$$

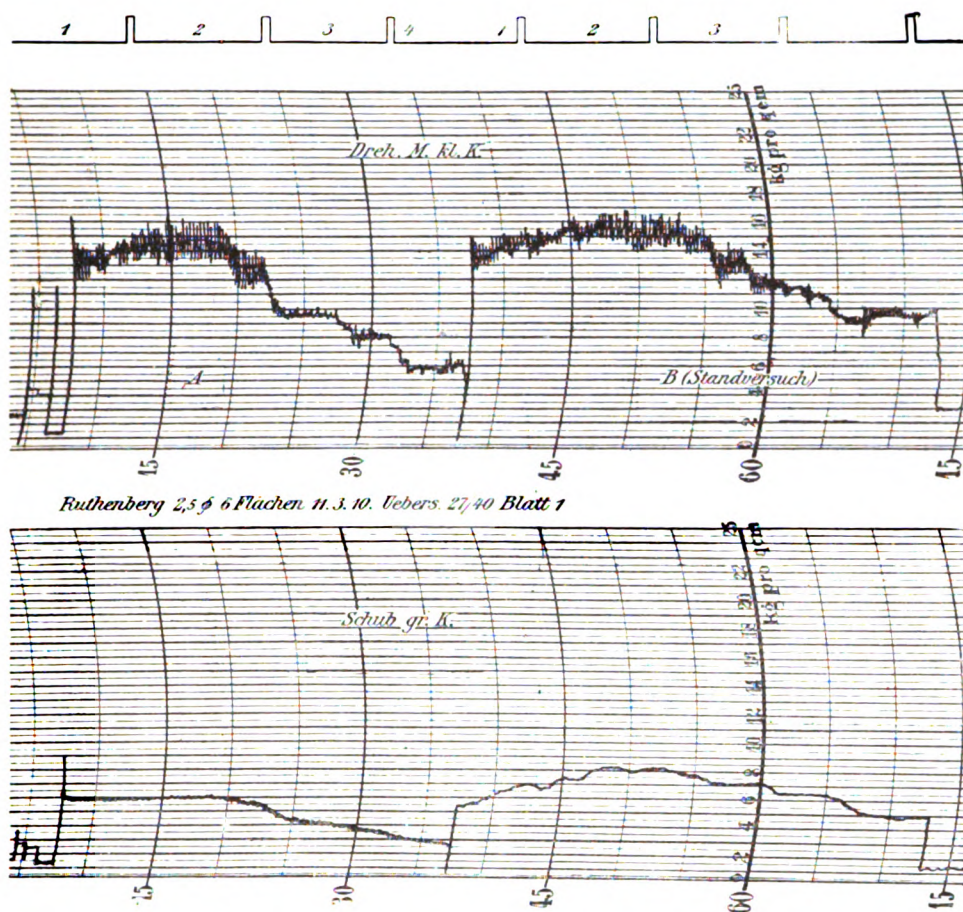


Fig. 13. Manometer-Diagramm; Fahrversuch ohne irgendwelche Drosselung in der Öldruckleitung.

den zweiten Faktor durch λ ersetzen, für $\lambda = 0$ wird also

$$\frac{d\eta}{d\lambda} = \frac{P \cdot r}{M}.$$

Für die kleine Reißner-Schraube ergibt dies 6,15, nach welchem Wert auch der erste Teil der Kurve gezeichnet ist. Die ζ -Kurve besitzt dagegen für $\lambda = 0$ einen endlichen Wert, der sich direkt errechnen läßt, aber auch aus anderen Größen zu bestimmen ist, wie weiter unten gezeigt werden soll.

In

$$\zeta = \eta \left(\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{q}{2}} \right)$$

unter der Wurzel den Wert für $\frac{q}{2}$ eingesetzt und mit η ausmultipliziert, gibt

$$\zeta = \frac{\eta}{2} + \frac{P}{M \cdot \omega \cdot r} \cdot \sqrt{\frac{r^2 \cdot v^2}{4} + \frac{P \cdot g}{2 \cdot \gamma \cdot \pi}}.$$

Für Standversuche wird v und $\eta = 0$, also

$$\zeta_0 = \frac{P \cdot \sqrt{P}}{M \cdot \omega \cdot v} \cdot \sqrt{\frac{g}{2 \cdot \gamma \cdot \pi}}.$$

Für alle Erprobungen eines Propellers am gleichen Tage ist

$$\frac{1}{r} \cdot \sqrt{\frac{g}{2 \cdot \gamma \cdot \pi}} = \text{Konst.},$$

$$\text{also } \zeta_0 = C \cdot \frac{P \cdot \sqrt{P}}{M \cdot \omega}.$$

Der Wert von ϑ für $\lambda = 0$ ist also ohne weiteres durch Einführung der Standversuch-Ergebnisse in die Formel zu bestimmen. Die Kurven sind durch passende Wahl des Ordinatenmaßstabes übersichtlich zusammengedrückt, die Maßstäbe sind an der rechten Seite aufgezichnet.

Gemäß den Vorschlägen von Professor Dr. Prandtl, nach Möglichkeit alle Versuchsergebnisse in dimensionslosen Größen festzulegen (vgl. den bereits zitierten Aufsatz), sollen jetzt unter Benutzung eines »rationellen Maßsystems« die Zahlenwerte eingeführt werden, welche als Kennzahlen für Leistung und Schubkraft von Luftschrauben zu bezeichnen sind.

Unter Beibehaltung bekannter Größen ergibt sich die Schubkraft P in kg zu

$$\psi \cdot \pi \cdot r^2 \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot v^2 \cdot \omega^2;$$

die Leistung L in mkg zu

$$\mu \cdot \pi \cdot r^5 \cdot \omega^3 \cdot \frac{\gamma}{g}.$$

Hierin sind ψ und μ reine Zahlenwerte und gleichzeitig Funktionen von

$$\lambda = \frac{v}{r \cdot \omega}.$$

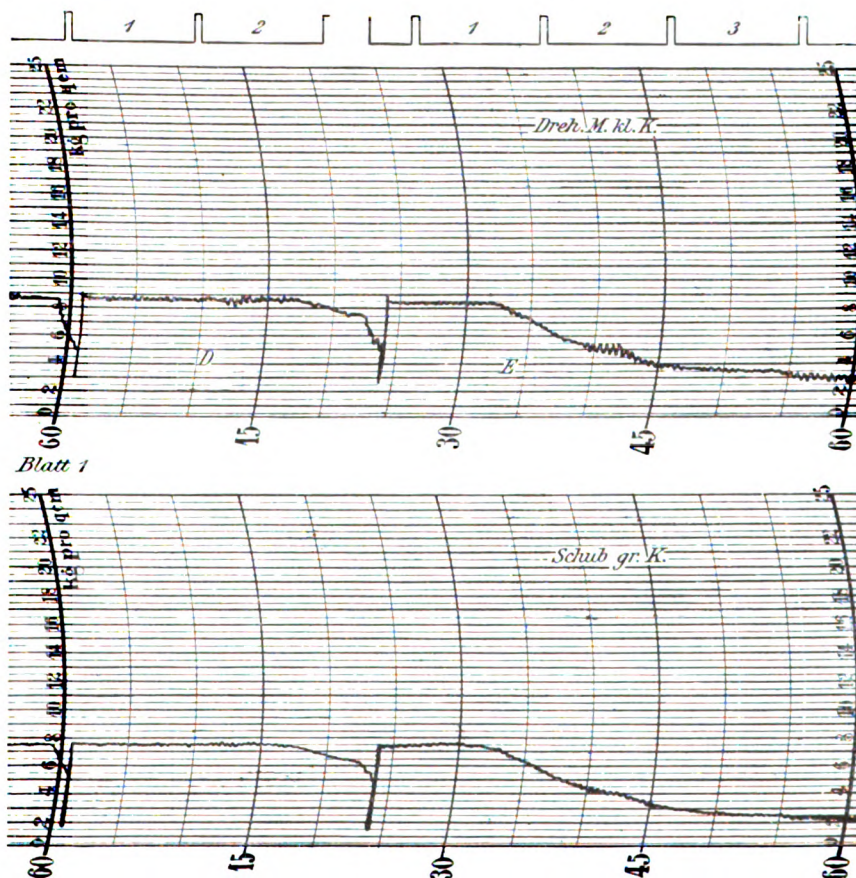


Fig. 14. Manometer-Diagramm; Fahrversuch mit leichter Drosselung in der Öldruckleitung.

Nach diesen Formeln sind nun die einzelnen ψ - und μ -Punkte errechnet und in Fig. 15 eingetragen; will man

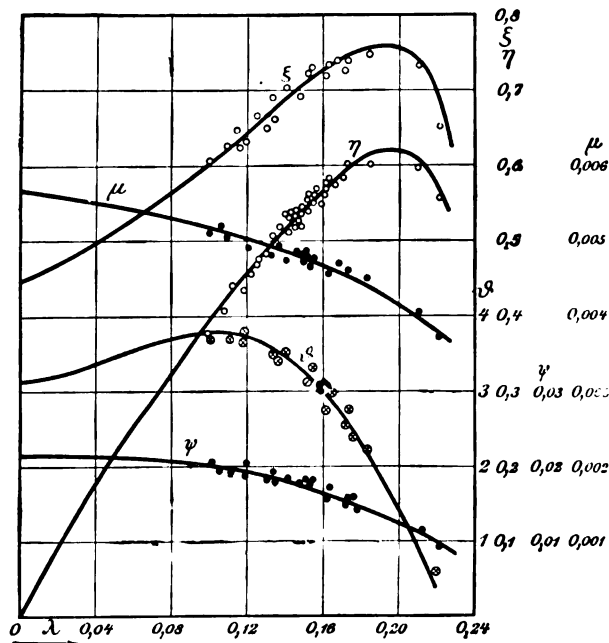


Fig. 15. Reißner klein.

nun für irgend einen gegebenen Bewegungszustand P und M ermitteln, so ist es nur nötig, aus dem gegebenen v und ω $\lambda = \frac{v}{r \cdot \omega}$ zu berechnen, und die zugehörigen Werte ψ und μ aus der Figur zu entnehmen; hieraus erhält man leicht mittels der vorangehenden Formeln P und M (wegen $\omega \cdot M = L$, ist $M = \mu \cdot \pi \cdot r^5 \cdot \omega^2 \cdot \frac{\gamma}{g}$).

Wird z. B. $n = 980$, entsprechend einem ω von 102,5, $v = 15$ m/Sek. angenommen, so ist zunächst

$$\lambda = \frac{15}{1,05 \cdot 102,5} = 0,1395;$$

hierfür ist $\psi = 0,018$, $\mu = 0,0048$, dann wird also die Schubkraft $P = \psi \cdot \pi \cdot r^4 \cdot \omega^2 \cdot \frac{\gamma}{g} = 0,018 \cdot 3,14 \cdot 1,05^4 \cdot 102,5^2 \cdot \frac{1,188}{9,81} = 88 \text{ kg}$; das Drehmoment $M = \mu \cdot \pi \cdot r^5 \cdot \omega^2 \cdot \frac{\gamma}{g} = 0,0048 \cdot 3,14 \cdot 1,05^5 \cdot 102,5^2 \cdot \frac{1,188}{9,81} = 24,4 \text{ mkg}$.

Natürlich lassen sich auch die Pferdestärken direkt bestimmen:

$$Ni = M \cdot \frac{\omega}{75} = \mu \cdot \frac{\pi}{75} \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot r^5 \cdot \omega^3 = 33,1 \text{ PS.}$$

Durch die ψ - und μ -Kurven, die meist ziemlich glatt verlaufen, ist uns nun auch die Möglichkeit gegeben, die Werte der stärker gekrümmten η -, ζ - und ϑ -Kurven einer Kontrolle zu unterziehen. Der Wirkungsgrad η ist der Quotient aus der Nutzleistung $P \cdot v$ und der aufzuwendenden Leistung L ; mit $v = \lambda \cdot r \cdot \omega$ wird somit $\eta = \frac{\lambda \cdot \psi}{\mu}$, d. h. für $v = 0$, also $\lambda = 0$ wird auch $\eta = 0$. Anders ζ und ϑ .

Ersetzt man in der Formel $\zeta = \eta \left(\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{\vartheta}{2}} \right)$ nach Einführung der Einzelgrößen für ϑ die Schubkraft P durch $\psi \cdot \pi \cdot r^4 \cdot \omega^2 \cdot \frac{\gamma}{g}$, so ergibt sich nach einigen Um-

formungen

$$\begin{aligned} \zeta &= \frac{\lambda \cdot \psi}{2 \mu} + \frac{\lambda \cdot \psi}{\mu} \sqrt{\frac{\lambda^2 + 2 \psi}{4 \lambda^2}} \\ &= \frac{\psi}{2 \mu} \cdot (\lambda + \sqrt{\lambda^2 + 2 \psi}) \end{aligned}$$

$$\text{Für } v = 0, \text{ also } \lambda = 0 \text{ wird } \zeta_0 = \frac{\psi}{2 \mu} \cdot \sqrt{2 \psi}$$

Ebenso bestimmt sich nach einigen Umformungen

$$\vartheta_0 = \frac{\psi^2}{\mu^2} \cdot \sqrt{\frac{\psi}{2}} = 1,773 \cdot \frac{\psi^2}{\mu^2} \sqrt{\psi}.$$

Da nun ferner die Kurven im allgemeinen einen durchaus glatten Verlauf haben, lassen sich durch passende Verwendung dieser Formeln einige schlecht bestimmte Zwischenstücke von einer Kurve durch die andere genau festlegen. So ist z. B. für den Rettig-Propeller (Fig. 16) nach der ersten Formel:

$$\zeta_0 = C \cdot \frac{P \cdot \sqrt{P}}{M \cdot \omega} = 0,46 \cdot \frac{300 \cdot \sqrt{300}}{196 \cdot 20,9} = 0,583.$$

Lägen nun keine Standversuche vor, so würde man auf die ψ - und μ -Kurven angewiesen sein; aus diesen gut verlaufenden errechnet es sich zu:

$$\zeta_0 = \frac{\psi}{2 \mu} \cdot \sqrt{2 \psi} = \frac{0,046}{2 \cdot 0,012} \cdot \sqrt{2 \cdot 0,046} = 0,581.$$

Die ψ -Kurve strebt sehr stetig der Abszissenachse zu; der Schnittpunkt muß sich auch vorher bestimmen lassen. Die Verhältnisse müssen bei umlaufenden Propellerflächen ähnlich liegen wie bei geraden Platten im bewegten Luft-

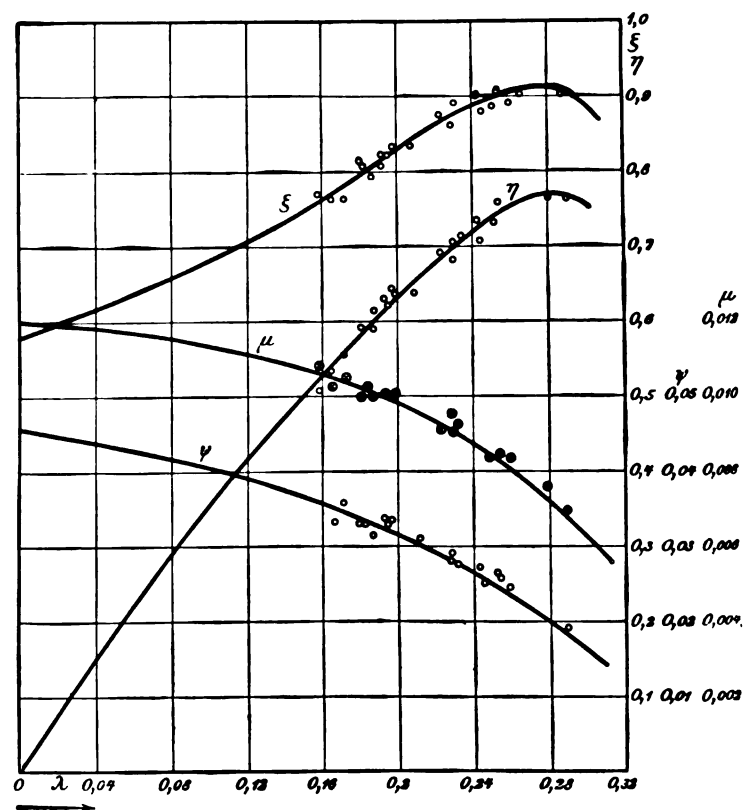


Fig. 16. Rettig, 5 m Durchmesser.

strom. Der Schnittpunkt bedeutet ja nichts anderes als daß die Schubkraft = 0 wird; dies kann aber nur dann eintreten, wenn der Propeller sich mit einer solchen Geschwindigkeit bewegt, daß die einzelnen Flügелеlemente bei ihrer Bewegung keinen S c h u b oder, allgemeiner gesprochen,

keinen Auftrieb mehr geben. Bei geraden Platten, entsprechend geraden Flügelflächen, trifft dies zu, wenn sie gegen die Bewegungsrichtung keinerlei Neigung aufweisen; bei gewölbten Platten, die also auch gewölbten Flügeln entsprechen müßten, wird der Auftrieb jedoch erst = 0, wenn sie gegen die Bewegungsrichtung einen negativen Neigungswinkel von $2^{\circ}30'$ bis 3° einnehmen. (Ich verweise hier auf die Untersuchungen von O. Föppl in der Göttinger Modellversuchsanstalt¹⁾.) Die Schubkraft einer Schraube mit geraden Flügeln muß also dann verschwinden, wenn die Schraube sich mit der Geschwindigkeit fortbewegt, die ihrer Steigung entspricht, wenn sie sich also wie eine feste Schraube in ihre Mutter einschraubt. In diesem Fall würde sie den einzelnen Luftteilchen zwar keinerlei Bewegung erteilen, deshalb keine Energieverluste erleiden, aber aus ebendenselben Gründen könnte sie auch keinen Vortrieb ausüben. Fig. 17

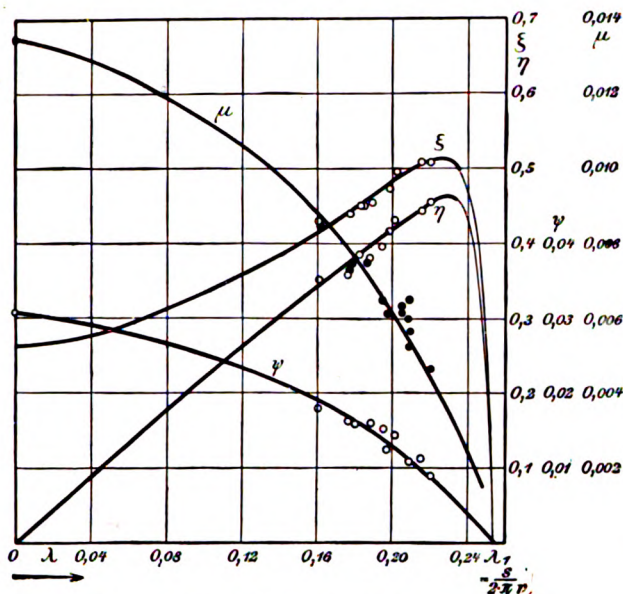


Fig. 17. Ruthenberg, 5 m Durchmesser.

zeigt nun sehr deutlich, wenn gleich die Versuchspunkte nicht so weit gehen, daß die ψ -Kurve die Abszissenachse im Punkt $\lambda_1 = \frac{s}{2 \cdot r \cdot \pi}$ schneidet. Diese »ideelle Marschgeschwindigkeit« wird nämlich erreicht, wenn für jedes Flächenelement $v = r \cdot \omega \cdot \tan \alpha$ wird, wo $r \cdot \omega$ die Umfangsgeschwindigkeit, α aber den Winkel zwischen Schraubenfläche und Bewegungsrichtung bedeutet. Nach den Eigenschaften der gemeinen Schraubenfläche ist die Gesamtsteigung dividiert durch den äußeren Kreisumfang

$$\frac{s}{2 \cdot r \cdot \pi} = \tan \alpha; \text{ also } \lambda_1 = \frac{v}{r \cdot \omega} = \tan \alpha = \frac{s}{2 \cdot r \cdot \pi}.$$

Natürlich müssen die Kurven des Wirkungsgrades sowie von der Güteziffer der Raumaussnutzung ebenfalls im gleichen Schnittpunkt durch die Abszissenachse gehen, weil mit ψ auch $P = 0$ wird. Der mutmaßliche Verlauf dieser beiden Kurven ist durch feine Linien angedeutet. Ich darf an dieser Stelle wohl in Erinnerung bringen, daß der zu diesen Kurven gehörige Ruthenberg-Propeller vollkommen gerade Flügel sowie konstante Steigung aufweist, welche letztere Bedingung daher notwendig ist, weil die Neigung der Flügelflächen gegen die Relativbewegung nur dann gleichmäßig = 0 sein kann, wenn jedes Flügele-

ment sich genau mit derselben Steigung durch die Luft bewegt.

Trotzdem nun bei den gewölbten Propellern die Wölbungen fast ausschließlich innerhalb der Grenzen liegen, für welche Föppl übereinstimmend das Verschwinden des Auftriebs bei -2° bis 3° festgestellt hat, so ließ sich doch bei den Versuchskurven dieser Punkt nicht mit Genauigkeit festlegen; jedenfalls scheinen alle drei Kurven erst viel später die Abszissenachse zu kreuzen. Soweit man die Kurven ihrem Verlauf nach verfolgen kann, scheint sich zu ergeben, daß bei allen Propellern mit gewölbten Flügeln der Auftrieb oder vielmehr der Schub erst dann verschwindet, wenn sich die Schraube mit einer derartigen Geschwindigkeit vorwärtsbewegt, daß die Sehne der Flügelwölbung mit ihrer Relativbewegung einen negativen Winkel von 6 bis 7° einschließt. Die stark überwölbten Propellerprofile (besonders an der hinteren Saugfläche) zusammen mit der eigenartigen Bewegung der einzelnen Elemente scheinen also den Anlaß zu weit komplizierteren Strömungsvorgängen zu geben, als sie bei einfachen Platten herrschen. Die Kurven verschiedener Schrauben zeigen auch trotz des glatten Verlaufs so wenig Übereinstimmung in dieser Beziehung (weil auch zu wenig vergleichbares, systematisch zu ordnendes Material vorhanden war), daß die offenbar vorliegenden Gesetzmäßigkeiten wohl keinen stetigen Charakter aufweisen werden. Dies kommt deutlich im Kurvenblatt von Rettig (Fig. 16) zum Ausdruck; bei einem $\frac{\lambda}{\lambda_1}$, bei dem beim gleichgroßen Ruthenberg-Propeller η , ξ und ψ schon verschwinden, sind hier die beiden ersteren noch im Steigen begriffen, und auch ψ ist noch weit von der λ -Achse entfernt. Aber auch sonst bietet der Vergleich dieser beiden Schrauben manches Interessante. Zeigte die Rettig-Schraube schon bei den Standprüfungen einige Überlegenheit, so prägt sich diese noch viel mehr in den Fahrversuchen aus. Die Güteziffern steigen wesentlich steiler, und die Drehmomentkurve hat verhältnismäßig viel geringere Werte als beim Ruthenberg-Propeller. Besonders auffallend ist es aber, daß die Raumaussnutzung auch bei kleinem v trotz der schmalen Flügel schon wesentlich besser bei Rettig ist; mit wachsendem v verschiebt sich dies noch mehr zu seinen Gunsten.

Im Gegensatz zu den anderen Kurven behält die μ -Kurve noch einen endlichen Wert, wenn $P = 0$ wird; dies hat seine Ursache darin, daß sich in ihr die ganzen Reibungsverluste mit zum Ausdruck bringen, die bei der Arbeitsumsetzung verloren gehen.

(Schluß folgt.)

Neue Flugzeuge.

Von Dr. Victor Quittner, Dipl.-Ing. und Ing. Ansbert Vorreiter.
(Mit Tafel IV.)

Eindecker von L. Morane.

Die bekannten französischen Flugzeugfabriken sind zu Beginn der neuen Flugsaison auch fast alle mit neuen oder wesentlich abgeänderten Modellen herausgekommen. Die bedeutenden Änderungen, die diese Typen gegenüber den bisherigen aufweisen, zeigen aufs deutlichste, wie sehr auch diese altbekannten Firmen andauernd an der Verbesserung ihrer Maschinen arbeiten und wie weit die Flugzeugkonstruktion, trotz der oft ganz auffallenden Ähnlichkeit der einzelnen Maschinen, noch von der Schaffung richtiger Standardtypen entfernt ist. Bei fast allen neuen Maschinen erkennt man die weitgehende Rücksicht auf die militärische Verwendbarkeit, da man — wenigstens in Frankreich, wo das Kriegsministerium bereits sehr bedeutende Bestellungen gemacht und noch viel größere in Aussicht gestellt hat — immer mehr das Militär als den wichtigsten Abnehmer für Flugzeuge betrachtet.

¹⁾ Mitteilungen der Göttinger Modell-Versuchsanstalt Nr. 2, diese Zeitschr. Jahrg. I, S. 129 und Tafel VIII.

Wie so viele erfolgreiche Flieger ist nun auch der berühmte Blériot-Pilot L. Morane unter die Konstrukteure gegangen und hat selbst einen Eindecker gebaut, der sich in mehreren wesentlichen Punkten von seinem Vorbild, dem Blériot-Eindecker, unterscheidet. Im Gegensatz zu so manchen anderen neueren Konstruktionen, die sich auch mehr oder weniger an Blériot anlehnen, kann man hier sagen, daß der neue Apparat wirklich in mancher Hinsicht eine Verbesserung des bewährten Blériot-Eindeckers bedeutet. Dies kann man in erster Linie von dem Fahrgestell sagen, das von dem Blériotschen vollständig verschieden ist. Man war auch bisher schon recht allgemein der Meinung, daß das Fahrgestell von Blériot trotz seiner genialen Konstruktion einer der schwächsten Punkte des Blériot-Apparates ist, weil es im Gegensatz zu fast allen anderen Bauarten nur ein Paar Räder, aber keine Gleitkufen besitzt. Morane und seine Mitarbeiter, Borel und Saulnier, haben nun das einfache Rädergestell durch ein kombiniertes Gestell mit Rädern und Kufen ersetzt. Jede der beiden Kufen ist mit der Brücke durch zwei starke Stützen aus Eschenholz verbunden, die an der Kufe beinahe in einem Punkte zusammenlaufen. Nach innen sind die beiden Kufen durch Stahlrohre mit einem unter dem vordersten Teil der Brücke angeordneten Bock verbunden, an dem auch die Spannbänder für den vorderen Teil der Flügel angreifen; die Spanndrähte für den hinteren Holm der Flügel gehen von einem zweiten Bock aus, der weiter hinten, wie bei Blériot, angeordnet ist. Die beiden Räder sitzen auf einer gemeinsamen Achse außerhalb der Kufen, die Federung geschieht wie bei Farman und Sommer durch die bekannten über die Achse gelegten Gummiringe, die hier, statt wie sonst durch Blechscheiben, einfach durch einen Lederrücken gehalten werden.

An der Brücke fällt vor allem auf, daß sie außerordentlich kurz gehalten ist; die gesamte Länge des Apparates beträgt nicht mehr als 6,30 m; er ist damit einer der kürzesten, die überhaupt gebaut worden sind. Auffallend ist ferner, daß die Brücke hinten nicht spitz zuläuft, sondern daß auch am hinteren Ende weder ihre Breite noch ihre Höhe wesentlich vermindert ist. Es sieht so aus, als ob man einfach von der gewöhnlichen Blériot-Brücke das hintere spitz zulaufende Ende abgeschnitten hätte. Die Schwanzfläche mit den beiden seitlichen Höhensteuern sowie das Seitensteuer ragen nach rückwärts weit über das Brückenende hinaus. Weiter ist noch bemerkenswert die geschweifte Form der Brücke und die beiden außerordentlich starken rückwärtigen Kufen, die, abgesehen von der elastischen Nachgiebigkeit des Holzes, keine besondere Federung besitzen. (Fig. 1 u. 2, Tafel IV.)

Der Morane-Eindecker besitzt eine Spannweite von 9,50 m bei 6,30 m gesamter Länge; die Flügel haben 14 qm Fläche; rechnet man noch die 3,5 qm für den festen Teil der Schwanzfläche (die als tragende Fläche ausgebildet ist) hinzu, so ergibt sich eine gesamte Tragfläche von 17,5 qm. Der Einstellwinkel und die Wölbung der Tragflächen sind mit Rücksicht auf den ganzen Charakter des Apparates als Rennmaschine sehr gering bemessen. Bei den großen Überlandflügen von Vedrines war die Brücke nicht nur (wie in den Abbildungen) in ihrem vorderen Teil sondern fast in ihrer ganzen Länge (mit Ausnahme des letzten Feldes) mit Stoff bespannt.

Zum Antrieb des Apparates dient ein 50 PS-Gnome-Motor, der auf einen Chauvière-Propeller von 2,60 m Durchm. und 1,80 m Steigung arbeitet. Das Gewicht der kompletten Maschine beträgt nicht mehr als 200 kg, mit Führer, 100 l Benzin, 35 l Öl und allen Instrumenten und Ausrüstungsgegenständen 430 kg; das macht eine Belastung von 25,3 kg pro qm Tragfläche und 8,06 kg pro Motor-PS. Die Eigengeschwindigkeit wird zu 111 km angegeben, was sowohl mit den Dimensionen der Maschine als auch mit den Zeiten, die Vedrines auf seinen großen Überlandflügen von Paris nach Poitiers und Varennes-sur-Alliers erzielte, in guter Übereinstimmung zu stehen scheint.

Eindecker Nieuport.

Dieser kleine Eindecker hat in der letzten Zeit die allgemeine Aufmerksamkeit der Fachleute dadurch erregt, daß mit einem verhältnismäßig kleinen Motor bedeutende Fluggeschwindigkeiten erreicht wurden. Der luftgekühlte Motor mit zwei liegenden Zylindern von 140 mm Bohrung leistet 28 bis 30 PS und treibt einen zweiflügeligen Propeller von

2,2 m Durchmesser bei 1,6 m Steigung direkt an. Beachtenswert ist die Befestigung des Motors am Boot des Flugzeuges, die durch Schellen erfolgt, welche die Zylinder umfassen (Fig. 3 und 4, Tafel IV, und Fig. 21, Heft 24, S. 315). Motor und Propeller sind ebenso wie das Flugzeug Fabrikat von Nieuport. Die vorzügliche Leistung dieses Eindeckers läßt auf einen besonders guten Wirkungsgrad des Propellers schließen, ferner auf einen geringen Widerstand des Flugzeuges und richtige Form der Flügel (Tragflächen). Es sei bemerkt, daß das Boot mit einem glatten Stoff überzogen ist, wodurch der Widerstand gering ist. Allerdings wird dadurch bei Seitenwind die Abdrift größer sein.

Eindecker von Köchlin.

An dem Eindecker von Köchlin (Fig. 5 bis 8, Tafel IV) fällt zunächst die bootförmige, sehr schlank gehaltene Brücke auf. Sie ist ganz aus Eschen- und Pappelholz angefertigt, unter vollständiger Vermeidung von Spanndrähten. Außen ist sie ganz mit Mahagoni (2,5 mm stark in drei Lagen) verkleidet und zur Verminderung der Luftreibung mit Lack überzogen. Rückwärts läuft sie in eine vertikale Kante aus, an der die Steuer befestigt sind. Zur Aufnahme des Führers und (bei den größeren Typen) der Fahrgäste ist ein vorne und hinten spitz zulaufender Aufbau auf der Brücke angebracht.

Die Flügel f_1 , f_2 enthalten zwei Holme aus Stahlrohr und Spanten aus Fichtenholz; da keine Verwindung gebraucht wird, so sind sie sehr fest und wenig nachgiebig konstruiert und reichlich durch gekreuzte Drähte und Holzleisten versteift. Jeder Flügel wird oben und unten von je sechs Spanndrähten gehalten, die unten am Fahrgestell, oben an zwei auf die Brücke aufgesetzten und verspannten Stielen angebracht sind.

Das Fahrgestell, in seinen Hauptteilen aus Stahlrohr gefertigt, besitzt zwei Lenkräder r_1 , r_2 , die wie bei Blériot gelagert sind, daneben aber noch in der Mitte eine hölzerne Kufe k . Am Schwanzende ist noch eine kleine Gleitkufe vorhanden.

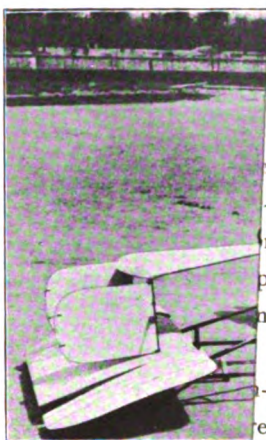
Höhen- und Seitensteuer sind in der bei Eindeckern gebräuchlichen Weise rückwärts angeordnet; das Seitensteuer S ist geteilt und hat vor sich die zur Luftführung dienenden Dreiecksflossen a ; ebenso liegt vor dem Höhensteuer h die dreieckige Schwanzflosse c . Zur Erhaltung des seitlichen Gleichgewichts dienen zwei Hilfsflügel b_1 , b_2 , die an den Enden der Hauptflügel drehbar angeordnet sind, in der Art, wie es schon Blériot bei seinen älteren Apparaten gemacht hat.

Zur Bedienung der Steuer dient das vor dem Führersitz befindliche Steuerrad (s. Fig. 8); durch Drehen wirkt es auf das Seitensteuer, durch Anziehen oder Wegstoßen des Hebels wird das Höhensteuer betätigt. Zur Bedienung der Hilfsflügel dient die auf dem Hebel B (Fig. 8) angebrachte bewegliche Rücklehne D ; der Führer bewirkt mit ihr die Drehung der Hilfsflügel durch seitliches Neigen des Körpers mit Hilfe der Kabel C . In Fig. 8 sieht man auch gut den Sitz des Fahrgastes hinter dem des Führers.

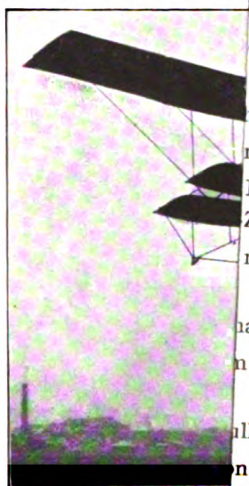
Der Motor mit direkt gekuppelter Luftschraube liegt am Vorderende der Brücke vollständig frei und bequem zugänglich. Köchlin verwendet gewöhnlich den wassergekühlten Vierzylindermotor von Grégoire Gyp; die Kühlung erfolgt durch Thermosyphon und den zu beiden Seiten der Brücke angeordneten Kühler. Es werden zwei Typen dieses Motors benützt, derjenige von 28 PS und der von 40 PS, je nach Größe und Geschwindigkeit des betreffenden Apparates. Die zweiflügelige Holzschraube hat einen Durchmesser von 2,20 bis 2,50 m und läuft mit 1200 bis 1300 Umdrehungen in der Minute. Für den größten Typ benützt Köchlin auch einen 70 PS-Vierzylindermotor von Labor-Picker in Verbindung mit einer Schraube von 2,60 m Durchmesser, die ebenso wie die kleineren Schrauben in seiner eigenen Werkstätte in Billancourt hergestellt wird (Fig. 7).

Der Köchlin-Eindecker wird in verschiedenen Größen hergestellt. Der kleinste Typ besitzt bei 8 m Spannweite und 8 m Länge eine Tragfläche von 17 qm und mit 28 PS-Motor ein Gewicht von 250 kg. Der große Typ für zwei Flieger hat eine Spannweite von 11 m (mit den Hilfsflügeln), eine Länge von 9 m und wiegt bei 20 qm Tragfläche mit 40 PS-Motor ca. 300, mit 70 PS-Motor ca. 380 kg.

Tafel IV.



Eindeckers.
ort.
port-Eindeckers.
n, Grundriß.
Seitenansicht.
Eindeckers.
einrichtungen des



H. Fabre.
bre-Eindecker.
euen Zweideckers
han.
im Fluge.
Flügelrahmen auf
Zweidecker.
mit eingezogener
han-Zweideckers.
n Paulhan - Zwei-
ulhan-Zweideckers.
n Voisin im Fluge.
- Zweidecker von



H. Farman.
Farman mit

g
n
g

Marineflieger Fabre.

Als Ergänzung zu der Beschreibung der Flugzeuge von H. Fabre bringen wir noch die Abbildungen Fig. 9 und 10, Tafel IV. Von diesen zeigt Fig. 9 den Fabre-Apparat schwimmend in flugbereitem Zustande. Man sieht hier die beiden vorderen Seitensteuer, die in den Abbildungen in Heft 2 fehlen, da Fabre, wie dort erwähnt, versucht hat, sie ganz wegzulassen, was sich jedoch nicht bewährt hat. Fig. 10 zeigt die Anordnung des Motors und Propellers hinter der großen Kielflosse. Das Flugzeug von Fabre machte gelegentlich der großen Motorbootregatta von Monaco einige Flüge über dem Meere. Das Flugzeug stürzte dabei ins Meer und wurde durch die Wellen stark beschädigt.

Der neue Zweidecker von L. Paulhan.

Nachdem der berühmte Flieger Louis Paulhan schon im vorigen Jahre zusammen mit H. Fabre und unter Anlehnung an dessen Konstruktionen eine Flugmaschine erbaut hat, die durch ihre Originalität auf der Pariser Ausstellung im letzten Herbst großes Aufsehen erregte, ist er nunmehr mit einem neuen Zweidecker herausgekommen, der in noch höherem Maße als der des Vorjahres die allgemeine Aufmerksamkeit verdient.

Bemerkenswert ist vor allem die Tatsache, daß Paulhan in dieser neuen Maschine die Konstruktionsprinzipien von Fabre, die die frühere in weitgehendem Maße beeinflusst hatten, vollständig aufgegeben hat. Das zeigt sich am deutlichsten in der Wahl der Baustoffe. Die alte Maschine war gekennzeichnet durch eine aufs äußerste getriebene Vermeidung des Metalls als Baumaterial, die so weit ging, daß sogar alle Gelenke statt durch Metallscharniere durch Bänder aus Leder und Gummi gebildet wurden. Die neue Maschine dagegen ist in ihren Hauptteilen ganz aus Stahl gebaut, und zwar gibt Paulhan als wesentlichsten Vorteil der Metallkonstruktion an, daß durch den Fortfall des bei Anwendung von Holz nie zu vermeidenden Verziehs eine weitgehende Zerlegung und Wiederaussetzung des Apparates ohne zeitraubendes Nachspannen sich wesentlich rascher und sicherer ausführen läßt als bei einem aus Holz gebauten Apparat.

Wie schon erwähnt, ist Paulhan auch in seiner neuen Konstruktion dem Zweidecker treu geblieben, und hat die gebräuchliche Bauart desselben mit dem vorderen Höhensteuer und der rückwärtigen Schwanzfläche beibehalten. Die Konstruktion der Flügel dagegen ist gegenüber der des früheren Apparates sehr wesentlich geändert. Die Flügel des alten Apparates, von denen wir in Fig. 21 zum Vergleiche ein Ende zeigen, waren bekanntlich nur an der Vorderkante durch einen Holzbalken in der Fabreschen Fachwerkkonstruktion gehalten, an den sich die elastischen Spieren vollständig freitragend anschlossen. Bei der neuen Maschine, die in den Fig. 11—13, Taf. IV, in drei Ansichten und in Fig. 14 u. 15, Taf. IV, im Lichtbild dargestellt ist, fehlen diese Balken, die allerdings sehr fest waren, aber auch einen sehr bedeutenden Luftwiderstand hervorriefen, gänzlich, und an ihre Stelle sind zwei Holme aus Stahlrohr getreten, die durch sechs gleichfalls aus Stahlrohr gebildete und durch starke Drahtseile gespannte Rahmen (jeder aus zwei Stielen und zwei horizontalen Verbindungsrohren bestehend) in der richtigen Lage gehalten werden. Die Stahlrohrholme sind des leichten Transports wegen aus drei Stücken hergestellt und durch Verschraubungen mit Rechts- und Linksgewinde vereinigt. Besonders interessant ist die Befestigung der Rahmen auf den Holmen (Fig. 16 u. 17, Taf. IV). Um den Holm ist eine zweiteilige Muffe gelegt, die durch zwei Zugbänder und eine Schraube an den Holm gepreßt wird. Die obere Hälfte der Muffe trägt zwei Rohransätze, in die der zum anderen Tragdeck gehende Stiel und die zum anderen Holm gehende Verbindungsstange eingesetzt werden. Zwischen den beiden befindet sich eine Öse für die Diagonalverspannung des Rahmens, während an zwei weiteren Ösen die zu den Nachbarrahmen führenden Spannkabel ansetzen. Die in Fig. 12 links und unten sichtbaren zwei weiteren Rohransätze sind nicht bei allen Rahmen vorhanden, sondern nur dort, wo Stützen zum Fahrgestell abgehen (der Ort der in Fig. 16 dargestellten Verbindung ist in den Fig. 11 und 12 mit A bezeichnet). Die (nach links) zum Höhensteuer führende Stange ist um ein Gelenk drehbar, wodurch die Einstellung und die Abmontierung des Höhensteuers wesentlich erleichtert werden. In

ganz gleicher Weise sind an dem hinteren Holm die Verbindungsstangen zur Schwanzfläche gelenkig befestigt.

Die Rippen der Flügel sind aus leichtem Holz angefertigt und an den Stellen, wo sie an den Holmen anliegen, auf elektrolitischem Wege mit einer Schicht von Kupfer überzogen; sie können ohne Werkzeug demontiert und ausgewechselt werden.

Die Bespannung ist wie bei dem alten Apparate einfach, nur an der Oberseite, wobei jede Spiere in eine Tasche eingenäht wird. Der Stoff ist ein doppelter Aeroplanstoff, mit gekreuzten Fäden, der mit einem besonderen Emaillack imprägniert ist; seine Festigkeit beträgt 1400 bis 1600 kg/m.

Die nahe den Flügelenden liegenden Spieren gehen strahlenförmig von einer auf den vorderen Holm aufgesetzten Muffe aus, und die letzte ist an dem äußersten Ende des Holmes befestigt, während die anderen nur durch den Stoff in ihrer Lage erhalten werden. Werden diese Verbindungen gelöst, so kann man die Flügelenden ohne weiteres zusammenfallen. Will man die ganze Bespannung einziehen, so muß man außer den vier Muffen, die die Endspieren halten, noch die vierundzwanzig Verbindungen der sechs Rahmen mit den Holmen lösen; ist das geschehen, so lassen sich die Rahmen im ganzen auf den Holmen nach der Mitte zu verschieben, ohne dabei ihre Form und Verspannung zu verlieren; und da die Spieren nicht fest auf den Holmen sitzen, so können sie und mit ihnen die ganze Bespannung dieser Bewegung folgen, so daß man in einfachster Weise die ganze Bespannung zusammenfallen kann (Fig. 18, Tafel IV); in diesem Zustande kann die Maschine dann auch bei windigem Wetter ohne Gefahr im Freien verbleiben.

In gleicher Weise wie die Tragflächen sind auch das vordere Höhensteuer und die Schwanzfläche, sowie das halbkreisförmige Seitensteuer konstruiert. Als Hilfsflügel dienen die äußersten rückwärtigen Enden der Flügel, indem einfach an diesen Stellen in die betreffenden Spieren ein Gelenk eingesetzt ist. Die Bedienung des Höhensteuers und der Hilfsflügel geschieht wie bei Farman durch einen Handhebel, während das Seitensteuer durch einen Fußhebel betätigt wird.

Das Fahrgestell (Fig. 19, Taf. IV) besteht aus zwei sehr starken hohlen Kufen aus Hickoryholz, die durch je zwei gespannte Stützen die Flügel tragen, und zwei Räderpaaren, die in ähnlicher Weise wie bei dem älteren Paulhan-Apparat angeordnet sind. Eine Neuerung liegt darin, daß die Achsen nicht wie sonst direkt durch Gummiringe abgefedert sind, sondern daß die Abfederung mittels eines über der Achse liegenden Hebels erfolgt, an dessen Ende die Gummipuffer angreifen. Dadurch ist es möglich, die auf die Gummipuffer übertragene Kraft unter Vergrößerung des Hubes zu verringern; indem man das Übersetzungsverhältnis des Hebels und die Spannung der Gummifedern verändert, was beides in einfachster Weise ausführbar ist, kann man die Abfederung der jeweiligen Belastung der Maschine nach Belieben anpassen.

Aus seiner ersten Maschine hat Paulhan auch die eigentümlich geformte Gondel zur Aufnahme der Flieger, des Betriebsstoffes und der Steuereinrichtungen beibehalten; die Gondel ist jedoch nicht mehr wie bei dem früheren Typ nur an Seilen aufgehängt, sondern sie ruht außerdem auf einem besonderen Gerüst. Am Rückende der Gondel ist der 50 oder 70 PS-Gnome-Motor mit der Chauvièreschraube von 2,60 m Durchmesser angeordnet. Für später ist das Aufsetzen einer geschlossenen Karosserie vorgesehen, wie sie in den Fig. 11—13 angedeutet ist.

Auf leichte Zerlegbarkeit und bequemen Transport ist die weitgehendste Rücksicht genommen; außer der schon erwähnten Möglichkeit, die Bespannung einzuziehen, ist auch das Fahrgestell so eingerichtet, daß es leicht um 90° verdreht werden kann; wenn man dann noch nach Lösung einiger Bolzen die Schwanzfläche und das Höhensteuer an die Tragflächen heranklappt, so kann die Maschine leicht in der Richtung der Tragflächen gefahren werden, da ihre Breite dann nicht mehr als 2 m beträgt. Bei vollständiger Zerlegung kann die ganze Maschine inkl. Motor in einer Kiste von 5 × 1 × 1 m untergebracht werden (Fig. 18).

In der ganzen Maschine sind die sonst gebräuchlichen Spanndrähte aus Klaviersaitendraht durchwegs durch starke Drahtseile aus Spezialstahl ersetzt; die Befestigung dieser Seile an den Spannern und Ösen geschieht in der Weise, daß das Seil

in ein weiches Kupferrohr gesteckt und mit diesem wie ein Draht durch schraubenartige Aufwicklung um sich selbst festgehalten wird (Fig. 20, Tafel IV).

Nachstehend geben wir noch die wichtigsten Zahlenwerte für diese in so mancher Hinsicht bemerkenswerte Maschine:

Spannweite	13 m
Länge über alles	9 m
Tragfläche	44 qm
Leergewicht	395 kg
Motor	50 PS Gnome
Luftschaube	Chauvière
Durchmesser } der Schraube	2,60 m
Steigung	1,40 m
Tourenzahl	1100 T. p. M
Geschwindigkeit	85 km/Std.

Neuer Zweidecker von Voisin.

Die älteste der großen Firmen, Brüder Voisin, hat außer dem unter dem Namen »Ente« bekannten schwanzlosen Doppeldecker, der ja wohl auch nur als ein recht interessanter Versuch ohne allzu große praktische Bedeutung anzusehen ist, einen Militär-Doppeldecker hergestellt, der sich von dem normalen Typ hauptsächlich dadurch unterscheidet, daß — ähnlich wie bei dem Farman-Apparat, mit dem sich Henry Farman zu Ende des Vorjahres um den Michelinpreis bewarb — die Spannweite des oberen Tragdecks durch abnehmbare Endstücke bedeutend vergrößert wurde, um ohne Erhöhung der Motorleistung eine größere Tragfähigkeit und damit längere Flugdauer zu erzielen (Fig. 22, Tafel IV).

Zweidecker Henry Farman.

Einen ähnlich gebauten Militär-Zweidecker hat auch Henry Farman konstruiert (Fig. 23 und 24, Tafel IV). An diesem Apparat ist vor allem der Fortfall des vorderen Höhensteuers auffallend. Nach Voisin, Astra, Breguet usw. hat nun also auch Farman das vordere Höhensteuer aufgegeben. Der Führersitz ist außerordentlich weit nach vorn, weit vor den vorderen Rand der Flügel, verlegt; dadurch und durch den Fortfall des vorderen Höhensteuers hat der Führer eine durch nichts behinderte freie Aussicht, wie es für die militärische Verwendung notwendig ist. Auch darin folgt Farman den Spuren von Voisin, daß an Stelle der früheren Schwanzzelle eine einfache Fläche getreten ist, deren hinterer Teil als Höhensteuer ausgebildet wurde. Dafür ist allerdings diese Fläche besonders breit gehalten; rechts und links von ihr sind zwei schmale Seitensteuer angeordnet, und unter ihr eine einzelne Gleitkufe.

Eindecker Henry Farman.

Wesentlich verändert hat Henry Farman seinen im Vorjahre gebauten Eindecker. Die Flügel, die früher ziemlich hoch über der Brücke lagen, sind jetzt, wie bei den meisten anderen Eindeckertypen, am oberen Rande der Brücke selbst angeordnet und nicht wie früher einseitig, sondern auf beiden Seiten mit Stoff bespannt (Fig. 25, Tafel IV). Der Rumpf besitzt quadratischen Querschnitt und ist seiner ganzen Länge nach mit Stoff bezogen. Am Vorderende sitzt der in eine Verschalung eingeschlossene Gnome-Motor. Beim Fahrgestell sind zu den beiden Rädern des älteren Apparates zwei Kufen hinzugefügt worden, so daß das Fahrgestell dem des Sommer-Monoplans sehr ähnlich sieht. Wie bei den Farman-Doppeldeckern trägt jede Kufe nahe dem Vorderende noch ein Paar kleine Rädchen. Höhen- und Seitensteuer sind wie bei den Apparaten von Santos-Dumont und Breguet zu einem allseitig drehbaren Steuerkreuz vereinigt; eine feste Schwanzflosse ist nicht vorhanden. Der neue Eindecker macht unbedingt einen viel eleganteren Eindruck als der ältere, und durch die vollständige Eindeckung wird sich mit Sicherheit eine bedeutende Verminderung des Luftwiderstandes und eine entsprechende Erhöhung der Geschwindigkeit ergeben.

Zweidecker Maurice Farman.

Maurice Farman hat seinen Zweidecker, um ihn für Marinezwecke verwendbar zu machen, mit Schwimmern ausgerüstet, von denen sich zwei Paare am Fahrgestell befinden, während

zwei kleinere unter der Schwanzzelle angebracht sind. Die Schwimmer sind zylindrisch geformt und zur Erzielung eines geringen Luftwiderstandes vorn und hinten in geeigneter Weise zugespitzt (Fig. 26, Tafel IV).

Eindecker Clement-Bayard.

Ein sehr eleganter Apparat ist der neue Eindecker von Clement-Bayard (Fig. 27, Tafel IV). Durch die oben rechteckige, unten dreieckige, der ganzen Länge nach bespannte Brücke erinnert der Apparat nach seiner ganzen Form an den so vorzüglich bewährten Eindecker von Esnault-Pelterie. Aber während dieser Konstrukteur einen luftgekühlten Motor verwendet und ihn vor die geschlossene Brücke setzt, war es hier durch Anwendung eines wassergekühlten Motors mit über den Zylindern liegender Kurbelwelle möglich, auch den Motor in die geschlossene Brücke zu verlegen und dadurch eine weitere sehr wesentliche Verringerung des Luftwiderstandes zu erzielen. Der Kühler ist wie bei einem Automobil am Vorderende der Brücke zu beiden Seiten des Propellers angeordnet.

Eindecker Pischoff.

Dasselbe Ziel — Verminderung des Luftwiderstandes durch Einkapselung des Motors — sucht auch Pischoff an seinem Eindecker, der jetzt von ihm resp. von den österreichisch-ungarischen Autoplanwerken in Boulogne bei Paris fabrikmäßig hergestellt wird, zu erreichen, indem er um den Motor und den Führersitz eine vollständige Automobilkarosserie herumbaut (Fig. 28, Tafel IV). Ähnlich ist die Anordnung bei den Eindeckern von Vinet und Train (Fig. 31, Tafel IV).

Eindecker Odier-Vendome.

Die Firma Odier-Vendome, die im vorjährigen Salon einen recht originell gebauten Zweidecker ausstellte, hat jetzt auch einen Eindecker konstruiert, der sich allerdings in seinem allgemeinen Aufbau nicht wesentlich von anderen normalen Maschinen unterscheidet (Fig. 29, Tafel IV). Der sehr schlanke Rumpf von dreieckigem Querschnitt trägt oben, wie bei Deperdussin, einen vorn und hinten zugespitzten Aufbau zur Aufnahme des Führers und der eventuellen Fahrgäste. Vor dem Aufbau ist der Motor mit Propeller angeordnet. Das Fahrgestell (Fig. 30, Tafel IV) ist dem des alten Zweideckers insofern ähnlich, als es gleichfalls als wesentlichsten Bestandteil zwei zweiarmlige Hebel besitzt, die am hinteren Ende je ein Rad tragen. Aber im Gegensatz zum Zweidecker, wo diese Hebel gebogen waren und gleichzeitig als Kufen dienten, sind dieselben bei dem neuen Apparat einfach gerade, womit auf ihre Benutzung als Kufen verzichtet worden ist.

Militärflugschau.

Deutschland.

Am 27. Mai 1911 wurde zum ersten Male der von der Heeresverwaltung bestellte Militär-Wright-Zweidecker mit einem Propeller auf dem Flugplatze Johannisthal durch Kapitanleutnant Engelhardt ausprobiert.

Am 2. Mai 1911 wurde ein neuer Albatros-Zweidecker von Johannisthal auf dem Luftwege nach dem Militärflugfelde Döberitz gebracht.

Unter Führung von Leutnant Mackenthun besichtigten zwölf Offiziere des Fliegerkommandos der Verkehrstruppen die Fabrikanlagen der Argus-Motorenengesellschaft in Reinickendorf.

Oberleutnant Roser vom Feldartillerieregiment 15 in Saarbrücken, ein Schüler der Aviatikschule in Habsheim, beabsichtigte am gleichen Tage den zur Teilnahme an der oberrheinischen Flugwoche berechtigenden Stundenflug zurückzulegen, verließ den Flugplatz und stürzte infolge zu starken Nehmens einer Kurve aus einer Höhe von 6 m ab. Das Flugzeug wurde zertrümmert, Roser erlitt nur leichte Verletzungen.

Am 21. April 1911 stellte Leutnant Freiherr von Thüna in Döberitz auf einen Etrich-Rumpler-Eindecker mit österreichischem Daimler-Motor mit einem Passagier an Bord mit 650 m einen neuen deutschen Rekord im Höhenflug mit Passagier auf.

Wie verlautet, ist eine Verlängerung des am 1. April 1911 begonnenen Offiziersfliegerkurses an der Versuchs- und Lehranstalt für Flugtechnik in Döberitz (Heft 8, S. 107) beabsichtigt.

Für die im Laufe des Jahres 1911 stattfindenden Flugwochen und Überlandflugwettbewerbe sind seitens des Kriegsministeriums folgende Preise gestiftet:

1. Für den Deutschen Rundflug: 5000 M. als Zusatzpreis für den Sieger und Bestellung eines Flugzeuges bei der Fabrik, die die vom Sieger gesteuerte Maschine geliefert hat (bis in Höhe von 28000 M.).
2. Für den Sachsen-Rundflug: 4000 M. als Zusatzpreis, 5000 M. als Zusatzpreis und Bestellung eines Flugzeugs, wie oben.
3. Für den Flug am Oberrhein: 5000 M. als Zusatzpreis und Bestellung eines Flugzeuges bis in Höhe von 25000 M.
4. Für das nationale Wettfliegen in Kiel: 3000 M. als Zusatzpreis und Bestellung eines Flugzeuges bis in Höhe von 28000 M.
5. Für die Flugwoche Nordhausen-Halberstadt (innerhalb des deutschen Rundfluges): 10000 M. für den Sieger im Überharzflug.
6. Für die Juniflugwoche in Johannisthal: 18000 M.

Frankreich.

Die letzten Wochen brachten mehrere sehr schwere Stürze von Militärfliegern mit glücklicherweise nicht tödlich verlaufenem Ausgange.

Die vom Inspekteur für Luftschiffahrt General Rocques aufgestellten Bedingungen für das Brevet militaire supérieur (3 Flüge von je 100 km Länge ohne Zwischenlandung in 300 m Höhe) sind die Veranlassung zu zahlreichen militärischen Fernflügen.

Es erwarben das Brevet supérieure inzwischen die Kapitäne: Casse, de Chaunac und Biard, die Leutnants: Clavenad, Gaubert, Malherbe und die Marineleutnants Dève und Laffont, so daß sich nunmehr bereits über 30 Offiziere im Besitz dieses Zeugnisses befinden.

Ebenso erwarben in der letzten Zeit das Pilotendiplom des Luftschiffahrtsverbandes die Leutnants Fourny, de Lafargue, Franceson, Delajoux, Ducourneau und Noé, so daß die Zahl der geprüften Militärpiloten jetzt bereits 80 beträgt.

Marineleutnant Conneau, einer der besten französischen Militärpiloten, hat sich auf 3 Jahre beurlauben lassen, um in den Diensten der Blériotwerke Flugzeuge für Marinezwecke zu erproben und an größeren Flugwettbewerben teilzunehmen. Zunächst hat er die Erlaubnis erhalten, Versuche anzustellen, ob es möglich ist, vom Flugzeug aus Unterseeboote unter Wasser ausfindig zu machen. Hierzu ist ihm das unter Kommando von Leutnant Massé stehende Unterseeboot zur Verfügung gestellt.

Neuerdings legt man den Offizierfliegern betr. ihrer Teilnahme an Flugkonkurrenzen nicht mehr solche Schwierigkeiten in den Weg.

Der Kriegsminister hat verfügt, daß im Anschluß an das Lager von Sissonne (Dep. Aisne) ein neues Flugfeld für Militärflieger errichtet wird und auf dem dortigen Mont de la Croix Baracken für eine Fliegerabteilung erbaut werden.

Die Leitung des Marine-Luftschifferwesens ist dem Generalstab der Marine übertragen. Der Ankauf der Flugzeuge hat in Zukunft durch die verschiedenen Marine-Konstruktionsbureaus zu erfolgen.

Entgegen ihrer ursprünglichen Absicht hat sich die Heeresverwaltung nun doch entschlossen, Flugzeuge nach Marokko zu entsenden, sie sollen dort für Aufklärungsflüge Verwendung finden. Zunächst werden 5 Flugzeuge nach Marokko gesandt.

England.

Am 12. Mai 1911 nahmen in Hendon die schon lange geplanten Flugzeugmanöver, zu denen sich die bekannten Piloten Graham White, Prier und Lorraine zur Verfügung gestellt hatten, ihren Anfang; es wurden folgende Versuche vorgenommen: Beobachtungen vom Flugzeug aus, Übermittlung von Befehlen, Despeschen, Bombenwerfen, Transport eines Gewichts, das ein Quantum Lebensmittel für eine eingeschlossene Stadt darstellte, Transport eines zerlegten Maschinengewehrs, Übungen im Verladen von Flugzeugen auf Eisenbahnen. Ferner wurden die Flieger vor die Aufgabe gestellt, an verschiedenen näher bezeichneten Orten zu landen und wieder abzufliegen. Das Ergebnis der Versuche ist unbekannt.

Als Begleit- und Beobachtungsoffizier nahmen Kapitän Sykes vom 10. Husarenregiment und Kapitän Twiss vom 8. Kavallerieregiment, sowie Kapitän Ellington vom Feldartillerieregiment teil.

Den Versuchen wohnte der Kriegsminister Lord Haldane mit mehreren Offizieren und Parlamentsmitgliedern bei.

Der Heeresverwaltung wurde kürzlich ein Blériot-Eindecker mit 70 PS Gnome-Motor vorgeführt, bei dem der Pilot durch eine Falltür auf seinen Sitz gelangt. In Aldershot wurde der vor einigen Wochen abgelieferte Paulhan-Zweidecker ausprobiert.

Italien.

In Somma Lombarda ist ein Militär-Flugplatz eingerichtet, eine Kompanie des Spezialistenbataillons ist bereits dorthin übersiedelt.

Ein weiterer Flugplatz mit mehreren Flugzeugschuppen in Bovolenta wurde der Regierung von dem Sportsmann Da Zara zum Geschenk gemacht. Ferner haben sich 6 Flugzeugführer mit ihren Apparaten als geschlossenes Aviationskorps der Heeresverwaltung zur Verfügung gestellt.

Anfang Juli soll bei der Aviationssektion des Spezialistenbataillons ein praktischer Lehrkursus für Offiziere beginnen.

Bei der Motorluftfahrzeuggesellschaft in Wien wurde ein Etrich-Eindecker bestellt, der inzwischen abgeliefert ist. Hauptmann Cataro und Leutnant Gavotti wurden in Wiener-Neustadt mit diesem Flugzeug ausgebildet. Leutnant Fiorellino wird in der Antoinette-Schule in Mourmelon-Le-Grand ausgebildet.

Österreich.

Die Militäraeronautische Anstalt enthält nach ihrer Neugliederung eine Balloninstruktionsabteilung und eine Flugmaschinenabteilung in Fischamend bzw. Wiener Neustadt: Als Lehrer wirken an ersterer Hptm. v. Tepser, Hptm. Zborowski, die Oberlts. Freiherr v. Berlepsch, Mannsbarth, Weiß und Hauswirt, an letzterer Rittmeister Schmidl, und die Oberleutnants Blaschke v. Zwornikkirchen, Stohanzl und Miller. Führer der Abteilungen sind Hauptm. Tauber bzw. Stephan v. Petroczy.

In beiden Abteilungen haben Mitte April fünfmonatliche Lehrkurse begonnen, zu denen je 10 Offiziere kommandiert sind. Unter den zur Flugmaschinenabteilung kommandierten Offizieren befindet sich auch ein Marineoffizier.

Am 18. April 1911 bewarben sich Rittmeister v. Umlauf (Lohner-Daimler-Zweidecker), Oberleutnant Müller (Etrich-Eindecker) und Oberleutnant Bier (Etrich-Eindecker) um den vom Rat Flesch, Baron Economeo und Graf Alex. Kolowrat gestifteten Aneignungspreis für die Strecke Wiener Neustadt—Ödenburg. Bei dieser Gelegenheit stellte Oberleutnant Miller mit 600 m einen neuen österreichischen Höhenrekord auf, der am 20. April 1911 durch Oberleutnant Bier auf 1100 m verbessert wurde.

Den Preis konnte gleichfalls Oberleutnant Bier gewinnen, der die 56 km lange Strecke in 48 Minuten zurücklegte.

Am 2. Mai 1911 führte Oberleutnant Bier einen 2 stündigen Überlandflug aus, von Wiener Neustadt über Schönbrunn nach Wien und zurück.

Rußland.

Im April gründete sich ein allrussischer Luftschiffverband, der die Ausbildung von Flugzeugführern für Kriegszwecke in die Wege leiten will.

Der Motorluftfahrzeuggesellschaft in Wien wurden vom Kriegsministerium 3 Etrich-Flugzeuge in Auftrag gegeben.

Louis Blériot traf am 3. Mai 1911 in Petersburg ein, um einige vom Kriegsministerium erworbene Apparate abzuliefern und eine Fliegerschule zu eröffnen. Bei dieser Gelegenheit hielt er in der Luftschiffahrtsausstellung einen zahlreich besuchten Vortrag zum Besten der Familie des Kapitän Matjewitsch, der am 1. Mai 1911 mit seinem Bruder, Marineleutnant Matjewitsch, bei einem gemeinsamen Fluge mit einem Blériot-Eindecker tödlich verunglückte. Ebenso wird demnächst Ingenieur Ritter v. Pischhoff erwartet, der dort einige Militärpiloten mit seinem System ausbilden soll.

Eine Abnahmekommission, bestehend aus den Kapitänen Alexandroff und Rébikoff, nahm am 3. Mai 1911 in Frankreich die ersten 2 bei der Firma Bréguet für die Armee bestellten Zweidecker ab.

Belgien.

La société belge de Construction d'aéroplans »Aviator« hat die Ausbildung von sechs Militärpiloten auf eigene Kosten und auf eigenen Apparaten übernommen. Am 12. Mai 1911 wurde von Leutnant Nelis und Leutnant Lebon der erste belgische Militär-Überlandflug ausgeführt, sie flogen von Kiewitt nach Beverloo und wieder nach Kiewitt zurück, sie wechselten auf dem Hin- und Rückflug mit der Steuerung ab.

Als Leiter des auf dem Artillerie-Schießplatz Braschaet geplanten Militärflugfeldes ist der Kommandant der Luftschifferabteilung Major Clement de Saint-Marc bestimmt.

Pl.

Flugschau.

Der Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein begann mit der ersten Etappe Baden—Freiburg am 21. Mai. Als Erster startete Jeannin auf Aviatik-Zweidecker, dann folgte Hirth auf Etrich-Rumpler-Eindecker, Brunhuber auf Albatros-Zweidecker, Saemlin auf Aviatik-Zweidecker und Witterstätter auf Euler-Zweidecker. Nach der vorgeschriebenen Zwischenlandung in Offenburg landete als Erster Jeannin an, dicht gefolgt von Brunhuber. Dann folgte Saemlin und Hirth. Witterstätter konnte sich nicht orientieren und verflog sich, er landete im Elzachtal bei Waldkirch. Abends erfolgte der Start zur zweiten Etappe: Freiburg—Mülhausen, die Hirth, Brunhuber und Saemlin glatt erreichten. Am 22. Mai früh erfolgte in Mülhausen der Start zur dritten Etappe: Mülhausen—Straßburg mit Zwischenlandung in Kolmar. Es starteten Brunhuber und Hirth. Die technische Seite dieser bedeutenden Flugveranstaltung wird in einem späteren Aufsatz von Ing. Béjeuhr gewürdigt werden.

Die Sachsenflugwoche begann am 21. Mai in Chemnitz. Es starteten Leutnant Jahnöw und Ingenieur Hoffmann auf Harlan-Eindecker, Lindpaintner auf Sommer-Eindecker, Buchner auf Aviatik-Zweidecker, Hans Grade und Kahnt auf Grade-Eindecker, Saitsch auf Albatros-Zweidecker, v. Moßner auf Wright-Zweidecker und Wienczers auf Morane-Eindecker. Den großen Überlandflugpreis über 40 km gewann Lindpaintner, den kleinen Überlandflugpreis Hoffmann, den Eröffnungspreis Jahnöw. Müller wollte auf einem Thiele-Eindecker auf dem Luftwege von Leipzig das Flugfeld bei Chemnitz erreichen, konnte sich jedoch nicht orientieren und landete nach fast zweistündigem Fluge bei Zwickau.

Der Fernflug Paris—Madrid begann am 21. Mai auf dem Manöverfeld von Issy les Moulineaux bei Paris. Es starteten Garros, Gibert, Beaumont und de Ranzay, sämtlich auf Blériot. Der weitere Start wurde dann unterbrochen, da bei einem Probeflug von Train auf dem von ihm konstruierten Zweidecker der Kriegsminister Berteaux tödlich und der Ministerpräsident Monis schwer verletzt wurden. Dieser schwere Unglücksfall ist darauf zurückzuführen, daß sich die Verunglückten zusammen mit anderen offiziellen Personen auf der Flugbahn aufhielten. Ein erster Beschluß, den Fernflug nicht fortzusetzen, wurde aufgehoben und am 22. Mai früh der Start fortgesetzt. Es startete jedoch nur noch Vedrine auf Morane-Eindecker, der die erste Etappe: Paris—Angoulême (410 km) in der kürzesten Zeit, in 3 Std. 49 Min., zurücklegte. Garros brauchte am 21. Mai auf Blériot 4 Std. 52 Min., Gibert und Beaumont gaben nach einer Zwischenlandung auf. de Ranzay hatte sich verfliegen, da er die Orientierung verlor, und landete bei Niever.

Einen neuen Schnelligkeitsrekord stellte am 16. Mai mit 160 km Stundengeschwindigkeit Weyman auf Nieuport-Eindecker auf. Leutnant Fégnant erreichte bei seinem Flug von Châlons nach Reims in 10 Min. sogar 162 km Stundengeschwindigkeit. Im Rundflug in Mourmelon erreichte Nieuport 119,7 km pro Stunde. Er flog 100 km in 50 Min. 36 Sek.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. W. 31447. Starres Luftschiff. Richard Wilcke, Friedenau, Lefèvrestr. 15, u. Albert Graff, Weißensee, Große Seestr. 4. A 2. 2. 09. E 18. 6. 11.

46 a. B. 54561. Verbrennungskraftmaschine. Paul Berger, Charlottenburg, Pestalozzistr. 106. A 14. 6. 09. E 13. 6. 11.

46 a. G. 29836. Kraftmaschine mit kreisenden Kolben. Joseph Gallati, Naefels, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. A 23. 8. 09. E 13. 6. 11.

46 b. J. 12557. Steuerung mit zwei konzentrischen, ineinandergleitenden Schiebern für mehrzylindrige Explosionsmotoren. Jacques de Jong, Antwerpen; Vertr.: H. Caminer, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 2. 5. 10. E 13. 6. 11.

77 h. R. 29100. Luftschifftragkörper mit äußerer Versteifung durch ringartige Körper. John Joseph Rekar, Portland, V. St. A.; Vertr.: M. Schütze, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 17. 8. 09. E 24. 6. 11. Priorität aus der Anmeldung in den Vereinigten Staaten von Nordamerika vom 19. 8. 08. anerkannt.

77 h. R. 29113. Abflugvorrichtung für Flugmaschinen, bei denen der Abflug durch am Untergestell selbst angebrachte federnde Organe eingeleitet wird. Alex Rogostvensky, Moskau; Vertr.: P. Müller, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. A 20. 8. 09. E 24. 6. 11.

77 h. M. 38075. Vorrichtung zur Einleitung des Abfluges von Flugmaschinen. James Means, Boston, V. St. A.; Vertr.: O. Sack, Pat.-Anw., Leipzig. A 21. 5. 09. E 27. 6. 11.

77 h. M. 38076. Vorrichtung zur Einleitung des Abfluges von Flugmaschinen. James Means, Boston, V. St. A.; Vertr.: O. Sack, Pat.-Anw., Leipzig. A 21. 5. 09. E 27. 6. 11.

77 h. Z. 6963. Schnell lösbare Kupplung für Luftschiffe. Theodor Zorn, Krefeld. A 8. 9. 10. E 27. 6. 11.

77 h. K. 42758. Drachenflieger mit gegen das Rumpfgestell in der Längsrichtung verschiebbaren Tragflächen. Johs Koop, Hamburg, Hornerlandstr. 15. A 16. 11. 09. E 1. 7. 11.

77 h. H. 47095. Selbsttätiger Schalter für Stabilisierungsvorrichtungen für Flugzeuge u. dgl. Heinrich Hildebrand, Berlin-Wilmersdorf, Schrammstr. 4. A 24. 5. 09. E 11. 7. 11.

77 h. T. 14546. Tragfläche für Luftfahrzeuge. Dr.-Ing. Walter Thele, Hamburg, Bülastr. 2. A 12. 10. 09. E 11. 6. 11.

77 h. K. 40844. Schraubenflieger mit vom Umfange aus angetriebenen Hubschrauben. Max Krüger, Essen-Ruhr, Andreasstr. 37. A 27. 4. 09. E 15. 7. 11.

Patent-Erteilungen.

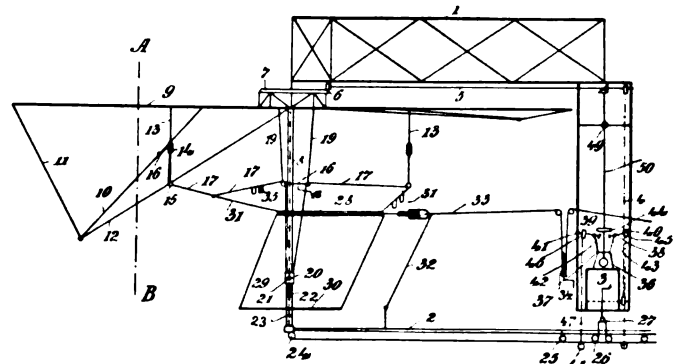
77 h. 234825. Einrichtung zum Verhüten des Platzens und Zusammenfallens von Ballons oder Ballonets. Romeo Wankmüller, Berlin, Oldenburgerstr. 35. A 20. 4. 10. W. 34702.

77 h. 234826. Aufhängung von Gondeln für Luftfahrzeuge. Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Charlottenburg. A 9. 11. 10. L. 31252.

77 h. 234827. Haltevorrichtung für Luftschiffe. Adolphe Clément, Levallois-Perret, Seine; Vertr.: A. Loll, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 30. 12. 08. C. 19097.

Auszüge aus Patentschriften.

232066. Flugmaschine mit in entgegengesetzter Richtung horizontal umlaufenden Schraubenflügeln. Otto Schmidt, Nordhausen. — An einem kreuzförmigen Rahmen 1 sind vier Hubschrauben 9 gelagert, die von dem in der Mitte der Flugmaschine gelagerten Motor 3 durch konische Zahnräder 6, 7 durch

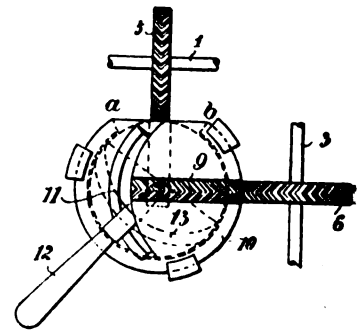


Nr. 232066.

Wellen 5 und 50 angetrieben werden. Die Schraubenflügel erhalten beim Rückwärtsgang eine stärkere Steigung als beim Vorwärtsgang. Diese veränderliche Steigung wird durch Zugseile 10—18 in Verbindung mit einer auf der Schraubenwelle angeordneten Büchse 20 und einem horizontal verschiebbaren Ring 28 erreicht.

231577. Höhen- und Seitensteuerung für Luftfahrzeuge. Werner v. Schütz, Charlottenburg. — Um Höhen- und Seitensteuer durch einen Handhebel 12 bedienen zu können,

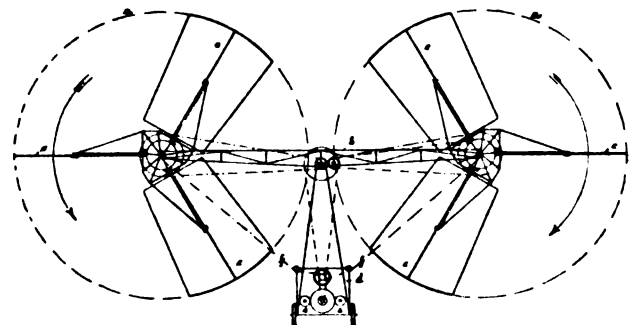
wird die Bewegung auf die Höhen- und Seitensteuer durch Zahnräder 5, 6, 9 übertragen, die auf dem größten Durchmesser von zwei ineinander liegenden Kugeln angeordnet sind. Durch einen Schlitz 11 in der äußeren Kugel 10 führt der Handgriff 12 zur inneren Kugel 13, durch welche das Zahnrad 5 auf der Welle 1 gedreht wird. Die äußere Kugel dreht mittels der Verzahnung 9 das Zahnrad 6 auf der Welle 3.



Nr. 231577.

231537. Flugmaschine mit Wendeflügelrädern.

Karl Kropp, Deuben bei Dresden. — Die Flugmaschine hat zwei gegenläufige Wendeflügelräder; die Flügel derselben stellen sich beim



Nr. 231537.

Hochgang in eine solche Schrägstellung ein, daß sie als Tragflächen wirken bzw. einen Vortrieb bewirken. Beim Niedergang stehen die Flügel horizontal und erzeugen Auftrieb.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
DR.-ING. F. BENDEMANN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.	PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR. R. EMDEN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER	DR. C. RUNGE
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN		PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. S. FINSTERWALDER	E. JOSSE	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG		PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

10. Juni 1911.

Heft 11.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. Mit Tafel V. S. 137.
Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschrauben-Prüfung auf der Ila. Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Schluß.) S. 141.

Neue Flugzeuge. Von Dr. V. Quittner, Dipl.-Ing. und Ing. A. Vorreiter. S. 143.
Navigation mittels Derivatoren. Von H. Boykow, k. u. k. Freg.-Leut. a. D. S. 145.
Militärflugschau. S. 147.
Flugschau. S. 148.
Patentschau. S. 148.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Versuchsanlage für Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann.

Systematische Versuche.

1. Versuche über den Einfluß radial veränderlicher Schraubensteigung.

Bei den bisher von uns mitgeteilten Luftschrauben-Untersuchungen¹⁾ waren die Flügel immer »gerade« (prismatisch), die Flügelwinkel und -profile also auf allen Radien gleich. Um eigentliche Schraubenformen von verschiedener Steigung zu erhalten, genügt es nicht, feste Flügel mit verschiedenem Wirkungswinkel gegen die Drehebene einzustellen, sondern sie müssen, wenn man nicht für jeden Versuch neue Flügel benutzen will oder kann, in sich selbst verwindbar sein. Dann kann man aber zugleich auch beliebige Übergangsformen zwischen der geraden und der eigentlichen Schraubenform herstellen und darüber noch hinaus Formen mit nach innen zunehmender Steigung erzeugen.

Fig. 32 Taf. V zeigt die benutzte Konstruktion. Hölzerne Profilscheiben sitzen drehbar auf dem durchgehenden Stahlrohrarm des Flügels; die äußerste Profilscheibe ist

mit diesem Arm fest verbunden; die innerste ist an einem, auf dem Arm besonders feststellbaren Flanschenstück befestigt; man kann sie beliebig gegen die äußere verdrehen. Durch sämtliche Scheiben läuft außerdem eine Stellstange, die bei Verdrehung windschief zum Rohrarm gerichtet wird und alle Zwischenscheiben in gleichmäßigen Winkelunterschieden festhält. Sie erleidet dabei eine kleine schraubenförmige Verbiegung derart, daß ihre Mittellinie in radialer Projektion als Kreisbogen erscheint. Vernachlässigt man die kleinen Pfeilhöhen dieses Bogens, was zulässig ist, da es sich höchstens um rund 20° Bogenlänge, entsprechend der Verdrehung, handelt, so läßt sich das hervorgebrachte Verdrehungsgesetz in einfacher Form ausdrücken: es ist $\sin \alpha = H - B \cdot r$, worin α den Steigungswinkel auf einem beliebigen Radius r , H und B Konstante bedeuten, die von der jeweiligen Einstellung abhängen. Wie eine nähere Untersuchung leicht zeigt, kommt darin die reine Schraubenform $r \cdot \tan \alpha = \text{konst.}$ mit guter Annäherung vor, wenn man den Flügel nicht ganz bis zur Nabe fortsetzt. Wir bezeichnen die auf die Sehne bezogenen Stellungswinkel außen und innen jetzt als α_{sa} und α_{si} . Ihr Unterschied $\alpha_{si} - \alpha_{sa}$ ist das unmittelbare Maß der jeweiligen Verdrehung. Stellt man nun bei irgendeinem α_{sa} den inneren Winkel so ein, wie es das Gesetz der Schraubenfläche verlangt, so beträgt die größte Abweichung von diesem Gesetz in der Mitte des Flügels bei den größten vorkommenden Verdrehungen nur etwa 3°. Man ist also in der Lage, sowohl eine Folge verschiedener »reiner« Schraubenformen mit konstanter Steigung (be-

¹⁾ Ztschr. f. Fl. u. M. 1910 Heft 22 u. 23.

zogen auf die Sehnenrichtung der Druckseite), als auch beliebige Zwischenformen mit radial veränderlicher Steigung einzustellen.

Die Bespannung der Flügelfläche mußte, um die Verdrehung zuzulassen, natürlich nachgiebig sein. Trotzdem glatte Flächen zu erhalten, war die Hauptschwierigkeit. Als geeignet erwies sich ein Bezug mit Drahtgewebe,

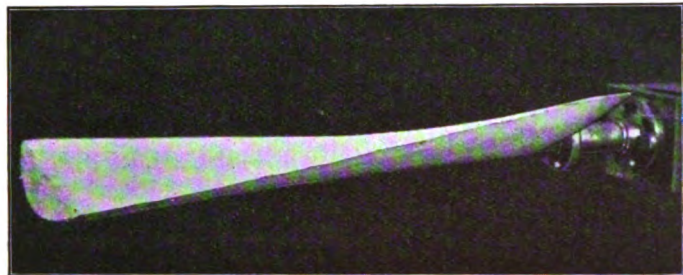


Fig. 33.

das bei hoher Dehnbarkeit doch eine steife Unterlage bildet, um einen durch dünne Blechstreifen darauf befestigten Ueberzug aus Flügel-Stoff gegen Einbeulen durch den Luftdruck zu unterstützen. Die Bespannung bleibt dadurch im Betriebe vollständig glatt und straff, wie man in Fig. 33 und 34 sehen kann. Nur beim Zurückstellen von stark verdrehter Form mußten leichte Falten durch etwas Nachspannen beseitigt werden. Hohle Wölbungen sind natürlich schwerer glatt zu bespannen als konvexe, weil die Spannung den Stoff abzuheben sucht. Zuerst wurde deshalb ein Profil mit ebener Druckfläche gewählt. Doch ist später auch bei konkaver Druckfläche der Versuch vollständig gelungen. Die Stoffoberfläche ist natürlich nicht ganz so glatt wie der Blechbelag bei den geraden Flügeln. Die etwa 2 mm weiten Maschen des Drahtgewebes zeichnen sich an den Druckstellen allmählich durch leichte Eindrücke ab. Wie Vergleiche zeigen, haben aber die kleinen Unterschiede der Oberflächenbeschaffenheit keinen merklichen Einfluß.

Des Vergleichs mit den früheren Formen wegen ist ein diesen ähnliches Profil gewählt worden; es ist gleich

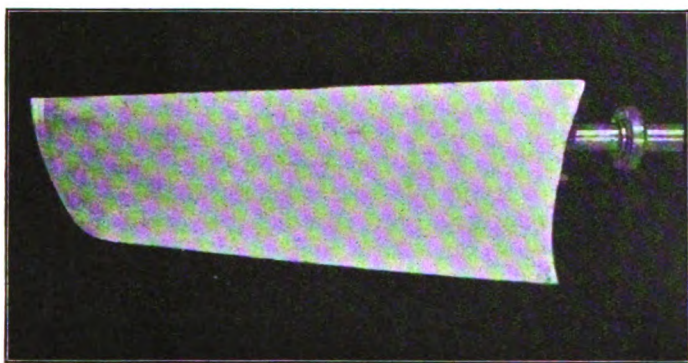


Fig. 34.

dem der Flügel IIa, Fig. 15, nur ist die Wölbung der Druckseite zunächst geradlinig ausgefüllt worden, das Profil hier also durch die Sehne begrenzt. Damit ist den Versuchserfordernissen ein gewisses Opfer gebracht. Die Flügel sind noch etwas dicker als die bisherigen, nicht verdrehbaren, was sich in den Leistungszahlen geltend macht. Doch konnte es hier überhaupt weniger auf hohe Güte an sich ankommen als auf eine Übersicht

der durch die Verdrehungen auftretenden Verschiebungen in den Leistungsgrößen.

Zum Ausgangspunkt für die durchzunehmenden Verdrehungen wurde eine Folge von sechs »reinen« Schraubenformen gewählt mit von 0 ab um je 20 % wachsendem Steigungsverhältnis. Folgende Übersicht zeigt die dementsprechenden Winkel α_{sa} und α_{si} auf dem äußeren und inneren Radius:

Steigungsverhältnis $\frac{H}{2R}$	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
α_{sa} auf $R = 1,785$ m, Grad	0	3,6	7,2	10,8	14,3	17,6
α_{si} auf $R_i = 0,785$ m, Grad	0	8,2	16,1	23,5	30,1	35,9
Verdrehung $\alpha_{si} - \alpha_{sa}$, Grad	0	4,6	8,9	12,7	15,8	18,3

Um zu diesen Schrauben von konstanter Steigung noch eine Reihe von Zwischenformen mit radial veränderlicher Steigung zu erhalten, wurden einerseits die Verdrehungen, andererseits die äußeren Stellungswinkel α_{sa} nach obiger Übersicht festgehalten, aber wechselweise kombiniert. So entstand ein Netz von Versuchspunkten, das zwei sich kreuzende Kurvenscharen ergibt, eines für konstante äußere Steigung, eines für konstante Verdrehung.

Fig. 35 u. 36 Tafel V zeigen dieses Netz in räumlicher Darstellung, und zwar Fig. 35 für die Schraubendruckkonstante \mathfrak{P} , Fig. 36 für die Drehmomentenkonstante \mathfrak{M} ¹⁾. Diese Darstellung diente zur übereinstimmenden Interpolation nach dem doppelten Zusammenhang. Trotz des vorgängigen Ausgleichs der ursprünglichen Versuchswerte beim Ermitteln der \mathfrak{P} und \mathfrak{M} waren noch manche Unstimmigkeiten übrig geblieben, die meist nicht von eigentlichen Messungsfehlern, sondern von Ungenauigkeiten der beabsichtigten Winklereinstellung u. dergl. herrührten, wie man bei näherem Vergleich daran sieht, daß entsprechende \mathfrak{P} - und \mathfrak{M} -Punkte vielfach übereinstimmende Abweichungen in beiden Figuren zeigen. In den weiter zu berechnenden Vergleichsgrößen C (bzw. \mathfrak{C}_N) und ζ bringen aber schon kleine Unterschiede große Verschiebungen hervor. Um gewisse Zweifel aufzuklären, mußten wir schließlich noch 5 weitere Versuchsreihen einlegen, die nun das Netz auf Steigungsunterschiede von je 0,1 D verdichteten. So erst war zu entscheiden, daß einige auffällige Wellen, die zuerst vorzukommen schienen (und die nach früherem auch wohl vorkommen können), in diesen Kurven nicht der Wirklichkeit entsprachen. Die Kurven verlaufen im ganzen Versuchs-

¹⁾ Es bedeutet, wie früher erläutert (Ztschr. f. Fl. u. M. 1910, S. 177 ff.)

$$P = \mathfrak{P} \left(\frac{n}{100} \right)^2 \text{ den axialen Schraubendruck in kg,}$$

$$M = \mathfrak{M} \left(\frac{n}{100} \right)^2 \text{ das Drehmoment in mkg. (n die minutliche Drehzahl),}$$

$$\text{ferner} \quad \zeta = \sqrt[3]{\frac{P^3}{2 \mu F L^2}} \text{ den Gütegrad,}$$

worin $F = R^2 \pi$ die Fläche des Schraubenkreises in qm, L die Antriebsleistung in mkg/Sek. und in Fig. 37 Tafel I ausnahmsweise

$$\mathfrak{C}_N = 7,162 \frac{P}{M} \text{ die Vergleichsgröße für die}$$

Kraftausnutzung, die wir sonst in die allgemeinere, dimensionslose Form

$C = R \cdot \frac{P}{M}$ fassen, in der sie unabhängig von der gerade vorliegenden Schraubengröße (Radius R) für die ganze Schar geometrisch ähnlicher Schrauben den gleichen Wert hat. Obiges \mathfrak{C}_N hat dagegen eine mehr unmittelbar anschauliche Bedeutung; es ist der Schraubendruck in kg, der auf je 1 PS bei $n = 100$ erzeugt wird. Die Umrechnung ist in diesem Falle besonders einfach. Mit $R = 1,785$ m ist zufällig fast genau $C = \frac{1}{4} \mathfrak{C}_N$.

Die allgemeine Vergleichsgröße für den Schraubendruck, p , ergibt sich ebenfalls sehr einfach aus \mathfrak{P} : es ist $p = \frac{\mathfrak{P}}{R^4} = \frac{\mathfrak{P}}{10,10}$.

Das Flügelprofil nach Fig. 32 ist an der Druckfläche zur Ebene ausgefüllt.

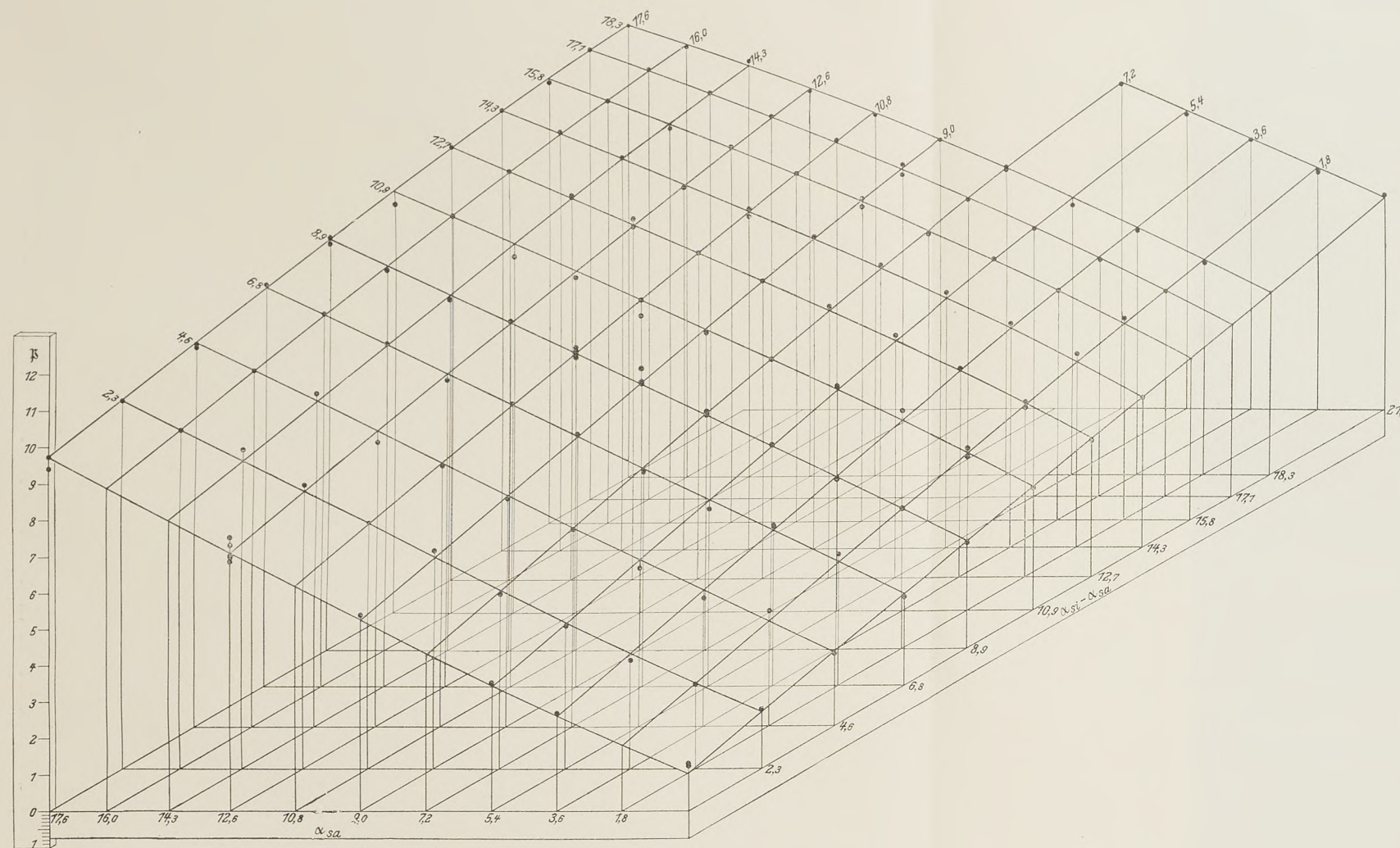


Fig. 35. Schraubendruck $P = \mathfrak{P} \left(\frac{n}{100} \right)^2$.

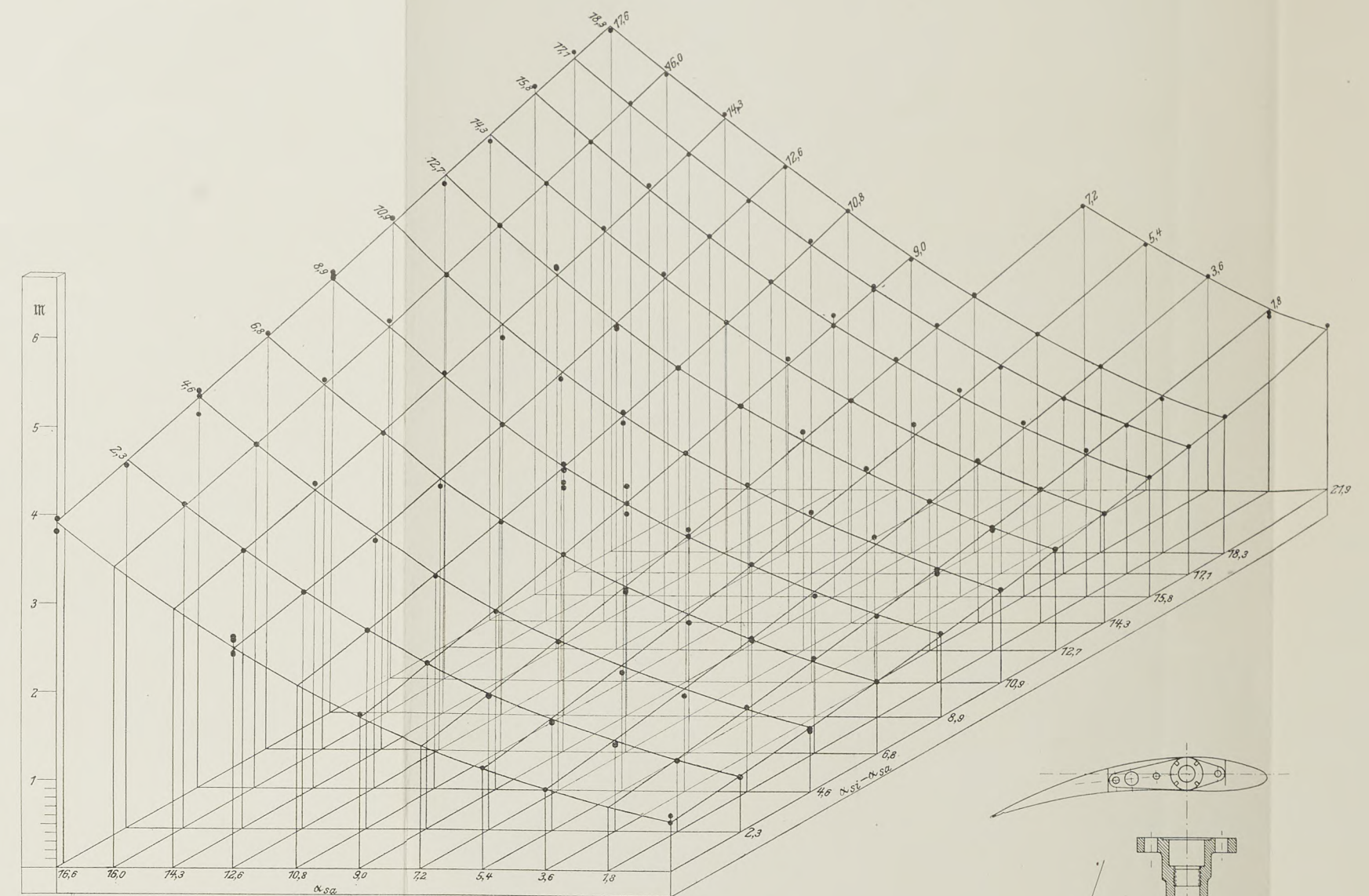


Fig. 36. Drehmoment $M = \mathfrak{M} \left(\frac{n}{100} \right)^2$.

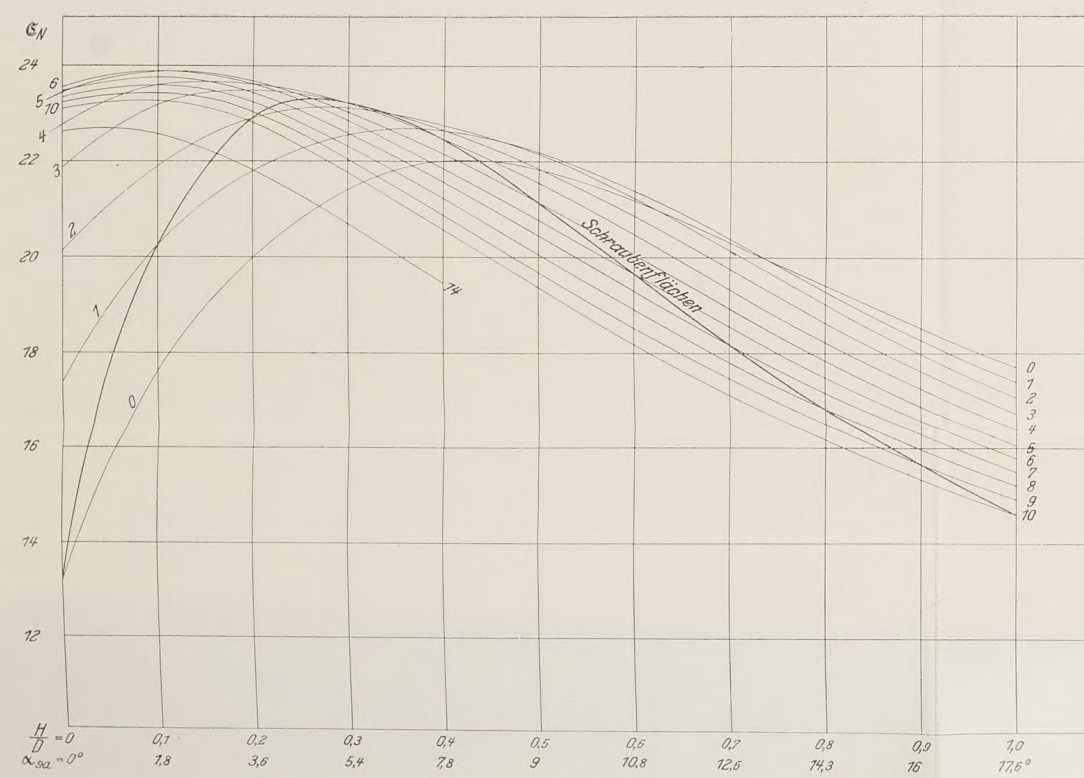


Fig. 37. Kraftausnutzung G_N in kg/PS bei $n=100$ ($G_N=4,01$ C).

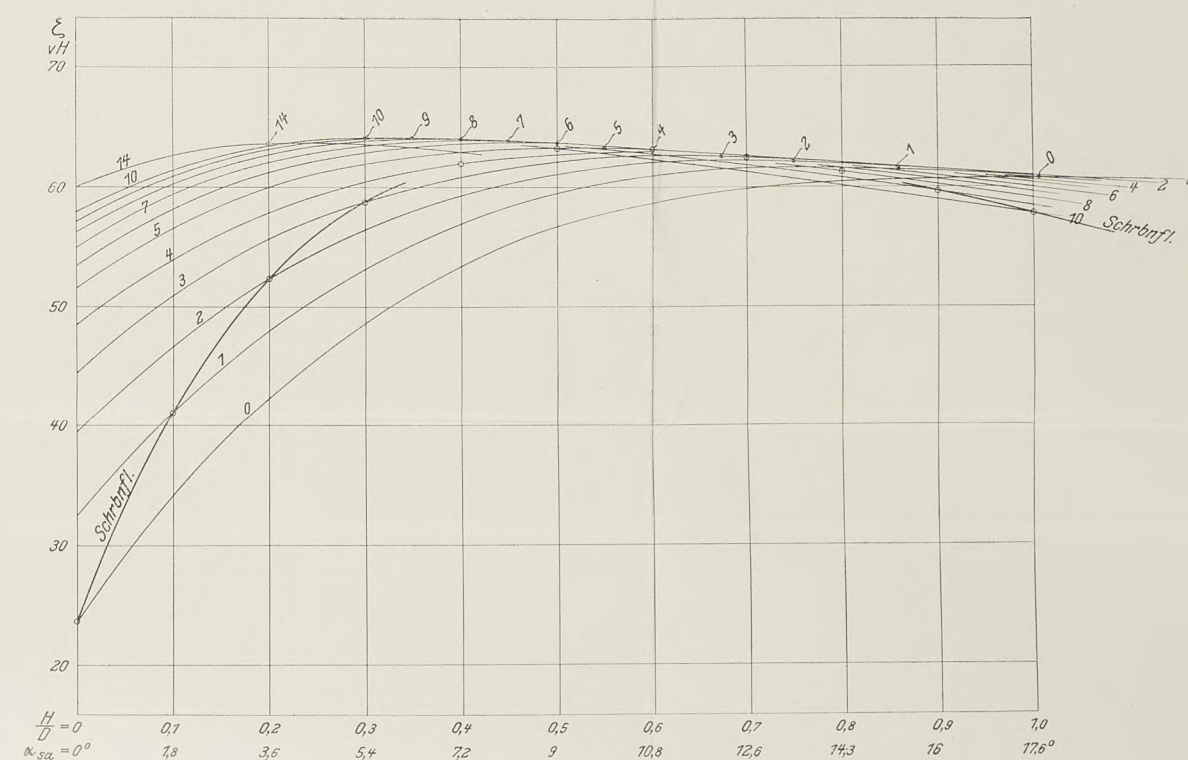


Fig. 38. Gütegrad $\zeta = \frac{P}{(2 \mu F L^2)^{1/2}}$.

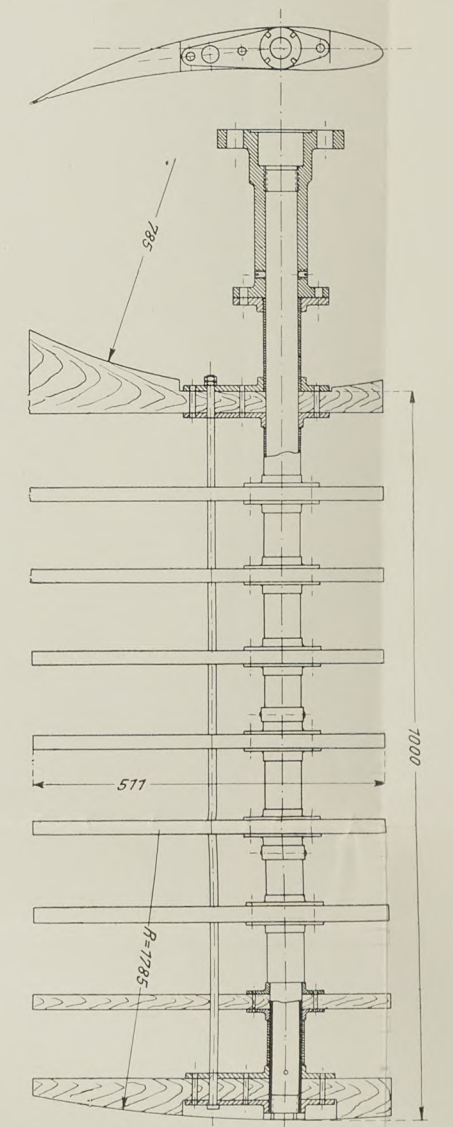


Fig. 32.

bereich durchaus stetig. (Es sind, wie immer, alle überhaupt ausgewerteten Versuche in die Darstellungen eingetragen. Jeder Punkt repräsentiert aber bereits eine Reihe von Messungen bei verschiedenen Umlaufgeschwindigkeiten (vergl. Fig. 11).

Fig. 37 u. 38 Taf. V enthalten schließlich die aus den interpolierten β - und \mathfrak{M} -Kurven berechneten Vergleichszahlen für Kraft- und Raumaussnutzung, C (bzw. hier ausnahmsweise ζ_v) und ζ . Die mit 0 bis 10 bezeichneten Kurven entsprechen immer je einem gleichbleibenden Verdrehungswert $\alpha_{si} - \alpha_{sa}$ von 0 bis $18,3^\circ$ nach Maßgabe obiger Aufstellung mit den zwischengelegten Werten. Sie geben also für je eine feste Flügelform die Änderungen von ζ_v bzw. ζ bei zunehmender äußerer Steigung. Die Kurven 0 entsprechen der geraden Flügelform und sind gleichbedeutend den früheren C - und ζ -Kurven. In Kurve 1 hat der Flügel die kleine, der Schraubenfläche $\frac{H}{D} = 0,1$ entsprechende Verdrehung. Ihr Schnittpunkt mit der Ordinate 0,1 bzw. $\alpha_{sa} = 1,8^\circ$ repräsentiert also diese Schraubenfläche. Entsprechendes gilt für die weiteren Kurven. Die eingetragene Verbindungskurve der hervorgehobenen Schnittpunkte stellt also die ganze Folge der Schraubenflächen von $\frac{H}{D} = 0$ bis 1 dar. Hinzugefügt

ist noch nach einigen besonderen Aufnahmen (vgl. Fig. 35 und 36 Tafel V) ein Kurvenstück (mit 14 bezeichnet), wobei die Verdrehung noch erheblich stärker ist.

In beiden Figuren sieht man, daß die Verdrehung 0, also die gerade Flügelform, mit nach außen proportional den Radien abnehmenden Steigung, nicht günstig ist, wie das nach früherem nicht anders zu erwarten war. Sowohl ζ_v wie ζ wachsen mit zunehmender Verdrehung. Aber auch die »reine« Schraubenform mit konstanter Steigung stellt noch nicht den günstigsten Fall dar. Erst bei noch stärkeren Verdrehungen, also nach innen zunehmender Steigung, werden die Höchstwerte erreicht, und zwar für die Kraftausnutzung, wenn die Steigung außen 0,1 D , innen 0,6 bis 0,7 D beträgt; für den Gütegrad, wenn die Steigung außen 0,3 D ($\alpha_{sa} = 5$ bis 6°), innen 1 D beträgt.

Man sieht aber auch, daß die Unterschiede im Höchstwert der Gütegrade, die man mit den verschiedenen Verdrehungen erreichen kann, nicht sehr groß sind. Die Höchstpunkte sind in Fig. 38 Tafel V hervorgehoben. Alle Kurven erreichen einmal Werte von ζ , die zwischen 61 bis 64% liegen. Konstante Steigung ergibt im Höchstfall 63%.

Beträchtlicher sind die Unterschiede im Höchstwerte der Kraftausnutzung: Sie steigt von 22,0 kg/PS bei gerader Form (immer bezogen auf $n=100$) auf 23,3 kg/PS bei Schraubenform und bis 23,9 kg/PS bei günstigster Steigungszunahme. Das sind Verbesserungen um 6 bzw. $8\frac{1}{2}\%$.

Wir haben zum Vergleich noch entsprechende Aufnahmen mit einem ganz ähnlichen, nur auf der Druckseite gewölbten Flügelprofil gemacht. Dabei treten innerhalb des Versuchsbereiches schon Unstetigkeiten der früher besprochenen Art auf. Es gibt Flügelstellungen, bei denen sich die zusammengehörigen Werte von β und \mathfrak{M} ohne Veranlassung sprunghaft ändern. Deshalb ist es außerordentlich schwierig, ein klares Bild des durchschnittlichen Verhaltens zu bekommen, und wir wollen, obwohl wir viel Mühe darauf verwandt haben, auf die Veröffentlichung von Ergebnissen lieber verzichten, die keine klaren Schlußfolgerungen zulassen. Man sieht daran von neuem, daß es bei solchen Versuchen eines ungewöhnlichen Maßes von Sicherheit in den Messungen bedarf.

2. Einige Versuche über den Einfluß von Vorsprüngen auf verschiedenen Stellen des Flügelprofils.

Bei Schrauben mit Flügeln aus Stahlblech oder aus dünnen, stoffbespannten Rahmen findet man die durch den tragenden Arm u. dgl. verursachte Verdickung und auch sonstige unvermeidliche Unregelmäßigkeiten der Oberfläche gewöhnlich auf die Saugseite verlegt. Man ist gefühlsmäßig bestrebt, die Druckseite möglichst glatt zu machen. Die folgenden Versuche liefern eine deutliche Bestätigung dafür, daß dieses Gefühl aus falschen Vorstellungen entspringt.

Das schon früher untersuchte gerade Flügelpaar IIa, dessen Profil in Fig. 39 nochmals abgebildet ist, wurde bei dem Anstellwinkel von 2° , bei dem es früher die beste Kraftausnutzung gegeben hatte, nacheinander an

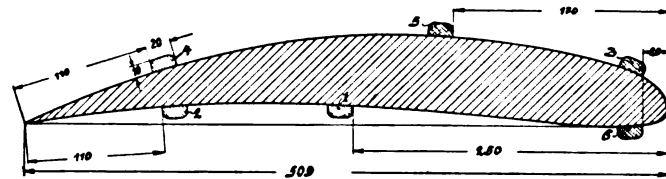


Fig. 39.

sechs verschiedenen Stellen mit einer außen aufgeschraubten Leiste versehen, die parallel zu den Erzeugenden über die ganze Flügellänge durchlief (äußerer Radius $R = 1,788$, innerer 0,753 m). Die verschiedenen Stellen, von denen also für jeden Versuch immer nur eine gilt, sind in der Reihenfolge zunehmender Verschlechterung der Schraubenwirkung numeriert. Folgende Zahlentafel zeigt die Verhältnisse. In der ersten Reihe stehen die Werte ohne Leiste.

Stellung der Leiste	β	\mathfrak{M}	C	$\frac{C_0 - C}{C_0}$ %	ζ	$\frac{\zeta_0 - \zeta}{\zeta_0}$ %
	3,60	1,20	5,37	0	0,493	0
1	3,53	1,19	5,30	1,1	0,486	1,4
2	3,24	1,22	4,75	11,5	0,439	11,0
3	3,30	1,28	4,61	14,1	0,433	12,2
4	3,01	1,33	4,05	24,6	0,385	21,9
5	2,94	1,36	3,87	28,0	0,370	24,9
6	3,06	1,49	3,67	31,5	0,363	25,5

Natürlich sind die Verhältnisse durch die mit ungeminderter Stärke über die ganze Flügellänge durchlaufende Leiste stark übertrieben. In Wirklichkeit flacht man aufgenietete Arme u. dgl. rasch ab und läßt sie kaum bis zur halben Länge gehen.

Man sieht aber, daß die Mitte der Saugseite, wo man sie gewöhnlich anbringt, gerade eine recht ungünstige Stellung ist. Hier betrug der Verlust an Kraftausnutzung 28%. Dagegen hat in der Mitte der Druckseite selbst unsere durchlaufende Leiste überhaupt kaum einen merklichen Verlust hervorgebracht (ca. 1%).

Die Ursache dieser Erscheinung ist aerodynamisch leicht verständlich. Auf der Saugseite herrschen stark verminderte Drücke und deshalb hohe Relativgeschwindigkeiten der Luft gegen die Flügel; hier erzeugen Unregelmäßigkeiten besonders heftige Wirbel. An der konkaven Druckseite ist es umgekehrt. Wir dürfen daraus schließen, daß die Wölbungsform der Druckseite überhaupt keinen so erheblichen Einfluß hat, wie man gewöhnlich meint. Die Saugseite ist viel wichtiger. Das gilt in gleichem Maße übrigens auch für Drachenflügel.

3. Versuche über den Einfluß des Armwinkels.

(Neigung der Erzeugenden gegen die Drehebene.)

Unsere verstellbare Schraubennabe (Fig. 40) erlaubt eine Winkelverstellung der Flügelarme aus der Drehebene bis um 20° nach beiden Seiten. Wir bezeichnen den Armwinkel mit β und zählen ihn positiv gegen die Eintrittsseite der Luft hin, also nach vorn im Sinne des Schiffes, und bei unseren Versuchen nach unten.

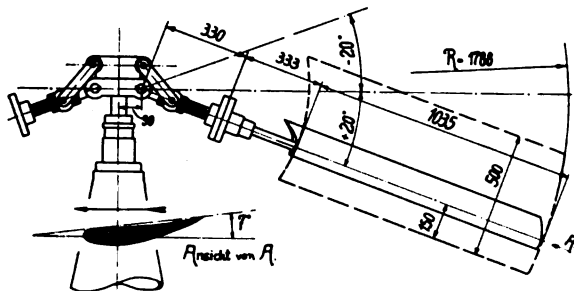


Fig. 40.

trittsseite der Luft hin, also nach vorn im Sinne des Schiffes, und bei unseren Versuchen nach unten.

Benutzt wurden die früher schon untersuchten geraden Flügel IIa¹⁾, und zwar mit dem unveränderten Anstellwinkel $\alpha_s = 7^\circ$, bei dem sie früher den besten Gütegrad gegeben hatten.

Die gemessenen Werte von \mathfrak{P} und \mathfrak{M} (Fig. 41) zeigen, daß mit zunehmendem β die Luftwiderstandskräfte nicht

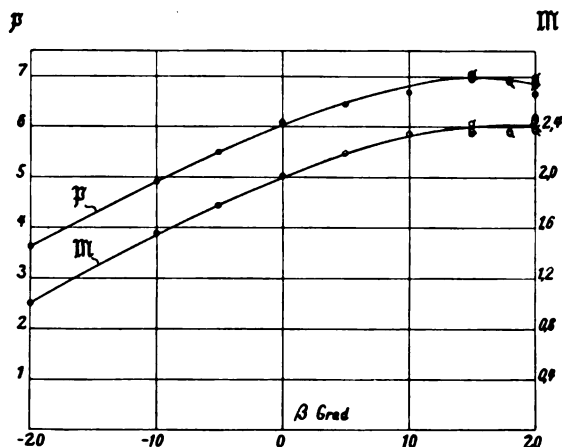


Fig. 41.

unerheblich wachsen. \mathfrak{P} überschreitet bei $\beta = +15^\circ$ ein Maximum, \mathfrak{M} erreicht es erst bei $\beta = +20^\circ$.

Folgende Zusammenstellung gibt die verhältnismäßige Steigerung der Kräfte, bezogen auf die Werte bei $\beta = 0^\circ$.²⁾

β	-20	-15	-10	-5	0	+5	+10	+15	+20
$\mathfrak{P}/\mathfrak{P}_0$	0,60	0,71	0,81	0,91	1	1,08	1,13	1,16	1,14
$\mathfrak{M}/\mathfrak{M}_0$	0,51	0,64	0,77	0,89	1	1,10	1,17	1,21	1,21

Die Drehmomente nehmen, wie man sieht, nach negativem β hin verhältnismäßig stärker ab als die Schubkräfte. Das bedingt eine verbesserte Kraftausnutzung.

Bei Berechnung der allgemeinen Vergleichszahlen

$$C = \frac{\mathfrak{P}}{\mathfrak{M}} \cdot R \text{ für die Kraftausnutzung,}$$

$$p = \frac{\mathfrak{P}}{R^4} \text{ für die Flächenausnutzung,}$$

$$\zeta = 0,228 \sqrt[3]{p C^2} \text{ als Gütegrad}$$

¹⁾ Vgl. Fig. 15 u. 21 (Ztschr. f. Fl. u. M. 1910, Heft 23).

²⁾ Die Drehmomentenkonstante \mathfrak{M} hat sich dabei gegen früher nicht unerheblich vergrößert, was von gewissen Verschlechterungen der

ist zu beachten, daß der Schraubenradius R sich verkleinert, wenn die Flügel schräg gestellt werden, und der Unterschied ist besonders bei p , wo R in 4. Potenz auftritt, nicht zu vernachlässigen. Ist $R_\beta = \lambda R$, so erhält man aus den zunächst mit unverändertem R bezeichneten C , p und ζ die wahren Werte C_β , p_β und ζ_β durch folgende Reduktion:

$C_\beta = C\lambda$; $p_\beta = p\lambda^{-4}$; $\zeta_\beta = \zeta\lambda^{-3/2}$, und zwar ist

$$\lambda = \frac{90 + 1698 \cos \beta}{1738}, \text{ also bei}$$

β	0	5	10	15	20
λ	1	0,996	0,986	0,967	0,943
λ^{-4}	1	1,016	1,058	1,145	1,266
$\lambda^{-3/2}$	1	1,003	1,009	1,023	1,040

In Fig. 42 sind die mit einfachem R berechneten Werte gestrichelt dargestellt, dazu dann in vollen Linien die auf R_β umgerechneten, die beim Vergleich der Schrauben-

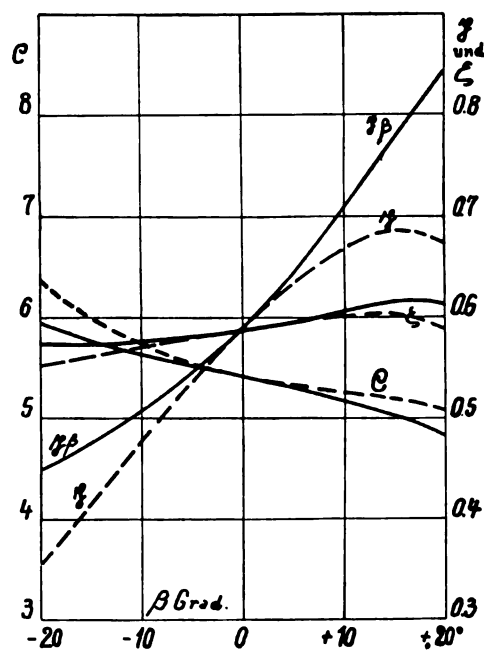


Fig. 42.

typen schließlich maßgebend sind. Im Verhältnis zu der Schraube mit $\beta = 0^\circ$ stellen sie sich wie folgt:

β	-20	-15	-10	-5	0	+5	+10	+15	+20
C_β/C_0	1,10	1,065	1,035	1,016	1	0,974	0,952	0,932	0,884
p_β/p_0	0,76	0,81	0,86	0,93	1	1,10	1,20	1,33	1,43
ζ_β/ζ_0	0,97	0,97	0,97	0,98	1	1,01	1,02	1,05	1,04

Bei Schiffsschrauben findet man oft eine nach hinten gerichtete, also negative Schrägstellung der Flügel um 5° bis 15° . Nach Erfahrungen soll das den Wirkungsgrad verbessern. Unsere Versuche bestätigen in der Tat, daß die Kraftausnutzung bei Neigungen bis 20° , und anscheinend noch darüber hinaus, zunimmt. Man wird dieses Ergebnis also wohl verallgemeinern dürfen.

Trotzdem verschlechtert sich dabei der Gütegrad etwas. Denn der Gewinn an Kraftausnutzung wird durch eine so starke Einbuße in der Flächenausnutzung erkauft, daß dieser Verlust im Gütegrade überwiegt, obwohl C darin quadratischen Einfluß hat. p ist z. B. bei $\beta = -20^\circ$ schon um 24% gesunken, während C nur um 10% gestiegen ist.

Flügelform herrühren mag. Die Flügel waren inzwischen zu anderen Versuchen abgeändert und wiederhergestellt worden. Hier kommt es nur auf die relativen Werte bei den verschiedenen β an.

Wo man im Schraubendurchmesser beschränkt ist, wird man den Flügeln also eher eine positive Neigung nach vorn geben. Dann kann man mit geringfügigem Opfer an Kraftausnutzung, z. B. von 5% bei $\beta = +10^\circ$, die Flächenausnutzung schon um 20% steigern, also mit einem rd. 10% kleineren Schraubendurchmesser auskommen.

Die hydrodynamische Erklärung dieser Verhältnisse hat anzuknüpfen an die in und hinter der Schraube sich vollziehende Strahlkontraktion. Die konvergierenden Stromfäden werden erst bei erheblich negativer Armstellung von den Schraubenflügeln rechtwinkelig geschnitten. In diesem Falle geht die Luft auf dem kürzesten Wege durch die Schraube, und es ist verständlich, daß sie dann am wenigsten in tangentialer Richtung mitgerissen wird. Die Rotation des Strahles wird also am kleinsten und damit wird eine der wichtigsten Energieverlustquellen eingeschränkt. Diese Erklärung der Kraftersparnis durch rückwärts geneigte Flügel wird die Sache besser treffen als die öfter gegebene Erklärung, daß schräg nach hinten gestellte Schraubenflügel den Strahl »gegen die Fliehkräfte zusammenhalten«. Denn dafür sorgt schon das aus dynamischen Gründen immer vorhandene Bestreben des Strahles, sich in und hinter der Schraube einzuschnüren und die Fliehkräfte, die ja nur als sekundäre Folge der dem Strahl erteilten Rotationsgeschwindigkeiten auftreten, reichen selbst bei schlechten Schrauben und viel zu steilen Flügelstellungen nicht aus, um dem entgegen die Luft nach außen zu schleudern. Schon bei flüchtigen Beobachtungen an Fähnchen oder Fäden, die man den Flügelspitzen nähert, kann man sehen, daß sie die Luft immer lebhaft nach innen saugen und nirgends nach außen treiben.

Die immer wieder auftauchenden Erfindungen, welche die »Fliehkräfte ausnutzen« wollen, haben daher, wie man bei Schiffsschrauben längst vielfach erprobt hat, auch bei Luftschrauben keinen Zweck.

Der Gewinn der Flächenausnutzung bei positivem β erklärt sich wohl daraus, daß vorwärts geneigte Flügel der Strahleinschnürung entgegenwirken und dadurch größere Luftmengen in den Strahl hineingezogen werden.

(Fortsetzung folgt.)

Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschraubenprüfung auf der Ila.

Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Schluß.)

Die Fig. 18 und 19 geben die Kurven der mit den ersten Preisen ausgezeichneten Luftschrauben wieder; und zwar die des Reißner-Propellers für bestes η und ζ , sowie die der Zeise-Schraube für das beste β . Gerade die Ergebnisse der ersteren zeigen einen sehr guten stetigen Verlauf zum Maximum hin, doch ließ sich leider die Geschwindigkeit des Wagens nicht mehr erhöhen, um das Umwenden der Kurven genauer zu belegen; die β -Kurve bei Zeise hat jedoch ein deutliches Maximum. Besonders interessant ist die folgende Figur 20, welche die Ergebnisse der beiden gegenläufigen Poelke-Propeller, System Wright, festlegt. Die Resultate der rechts- sowie der linksläufigen Schraube sind durch verschiedenartige Zeichen für η , ζ , β und μ genügend unterschieden, wobei ich daran erinnern möchte, daß der Rechtsläufer infolge ungenügender Reparatur nach einem Bruch nicht ganz die Werte für ein höheres λ (wie der linkslaufende Propeller) zu erreichen vermochte. Die Übereinstimmung der Versuche ist, wenn man bedenkt, daß es sich bei den Schrauben um reine Verkaufsgegenstände — nicht aber um besonders sauber hergerichtete Versuchsobjekte — handelte, auch im Hinblick auf den

jedesmal erforderlichen Umbau unserer Versuchseinrichtung eine recht befriedigende.

Von großem Nutzen erweisen sich nun die von Prandtl aufgestellten dimensionslosen Größen, wenn es sich darum

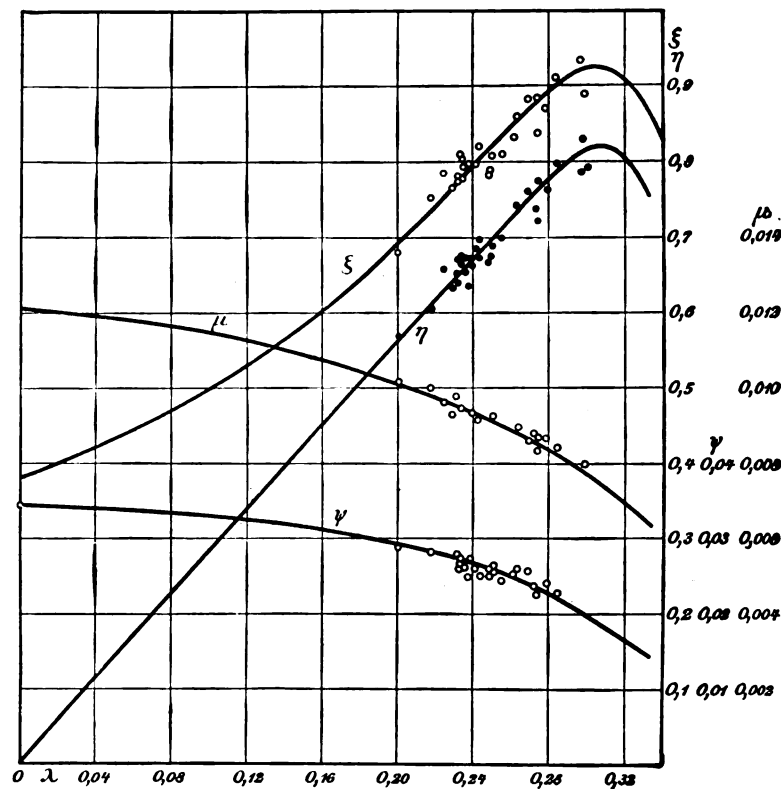


Fig. 18. Reißner (groß).

handelt, aus irgendwelchen vorliegenden Kurven (etwa in der Art unserer Abbildungen) für irgendeine Verwendungsart die zweckmäßigste Schraube auszuwählen. Man wird

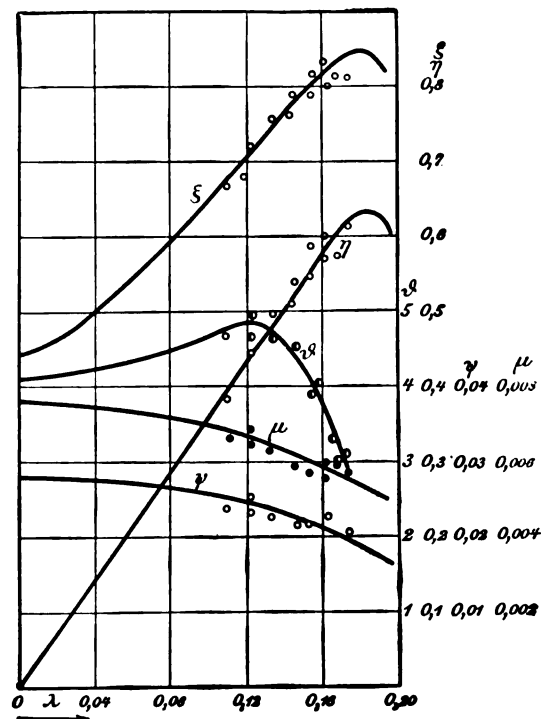


Fig. 19. Zeise 2 Flügel; $r = 1,02$ m.

dann etwa wie folgt verfahren: Die Umrechnungen von Prandtl nach den Versuchen von Dorand¹⁾ haben

¹⁾ L. Prandtl, Zeitschr. f. F. u. M. Heft 13, S. 160.

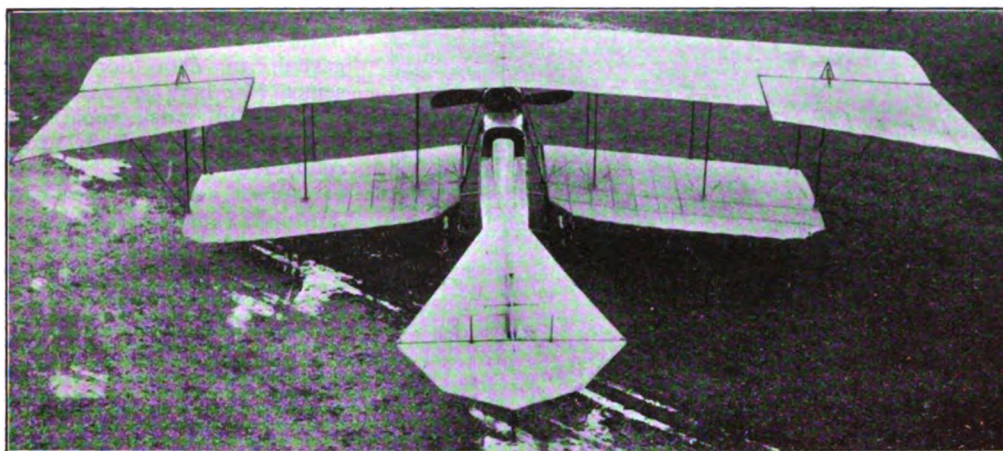


Fig. 1. Zweidecker »Lohner-Daimler«.

rungen der Aufschreibungen ferngehalten wird. Diese Störungen können immerhin 10% der Aufzeichnungen ausmachen.

Zum Schluß möchte ich noch hinweisen auf die recht erheblichen Abweichungen zwischen den Ergebnissen der Fahrversuche und den aus den Standversuchen (z. B. nach den Vorschlägen von Eberhardt) theoretisch erschlossenen Werten, Abweichungen, die jedenfalls nicht nur durch Meßfehler hervorgerufen sind, sowie durch Ungenauigkeiten, die etwa durch die Turbulenz des Windes, durch Seitenwind oder durch die Bodennähe entstehen könnten, sondern im Wesen der verschiedenen Versuche beruhen. Luftschrauben, die irgendwie in der Luft treibend wirken sollen, müssen eben in der Fahrt gemessen werden; die Strömungsvorgänge in ihrer Wirksamkeit lassen sich am Fixpunkt nicht nachahmen. Folgerichtig wären nun diese Prüfungen in der Luft an irgendeinem Fahrzeug vorzunehmen. Wer aber an die vielen Variationsmöglichkeiten denkt, welche die vorbesprochene Einrichtung bot — und die sich auch als notwendig erwiesen, weil sie sämtlich des öfteren benutzt wurden —, der gelangt ohne weiteres zu dem Schluß, daß sich dies alles zusammen an einem Fahrzeug schon des Gewichts wegen nicht vereinbaren läßt, daß also eine ziemlich große Zahl Fahrzeuge zur Verfügung stehen müßten. Andererseits hat nun der Prüfwagen die zeitraubenden Vorversuche überstanden, die unvermeidlichen Kinderkrankheiten liegen hinter ihm und während dreier — und nach der Witterung vielleicht der ungünstigsten — Monate hat er in angestrengtestem Wettbewerbsbetrieb seine Leistungsfähigkeit bewiesen, da wäre es nach meinem Dafürhalten sehr bedauerlich, wenn diese Versuche jetzt nicht fortgesetzt würden, zumal sie nun einer bestimmten Methode untergeordnet, nach einem bestimmten System gegliedert werden könnten. Wenn

durch das Entgegenkommen der Eisenbahnbehörden ein Gleis zur Verfügung stände, womit wohl zu rechnen ist, dann ließen sich umfangreiche Erprobungen schon mit verhältnismäßig geringen Mitteln durchführen.

Ich möchte daher der Hoffnung Ausdruck geben, daß diese mit großen Mitteln, mit vielen Mühen und unter regster Beteiligung der Industrie ins Leben gerufene Prüfeinrichtung, nachdem jetzt mit einiger Sicherheit gute Resultate zu erwarten sind, nicht brach liegen bleibt, sondern dazu bestimmt wird,

zu einer besseren Kenntnis der Einzelvorgänge zu verhelfen.

Neue Flugzeuge.

Von Dr. Victor Quittner, Dipl.-Ing. und Ing. Ansbert Vorreiter.

Zweidecker »Lohner-Daimler« (Pfeilflieger).

Das eigentümliche am »Lohner-Daimler«-Doppeldecker sind die zur Erreichung größerer Stabilität pfeilförmig zurücktretenden Tragflächen (Fig. 1 und 2).

Die untere Tragfläche ist um ein Drittel schmaler als die obere. Die Rippen sind wenig gewölbt und am Ende elastisch, um einen möglichst wirbelfreien Luftabfluß zu ermöglichen. Der bootsförmige, ganz verkleidete Rumpf mit Motor, Kühler, Sitzen, Reservoir und den Schwanzsteuerflächen bildet mit dem vierrädrigen Fahrgestell ein von den Tragflächen unabhängiges Ganzes, so daß, ähnlich wie bei Eindeckern, nach Abnahme der Tragflächen der Transport auf eigenen Rädern möglich ist.

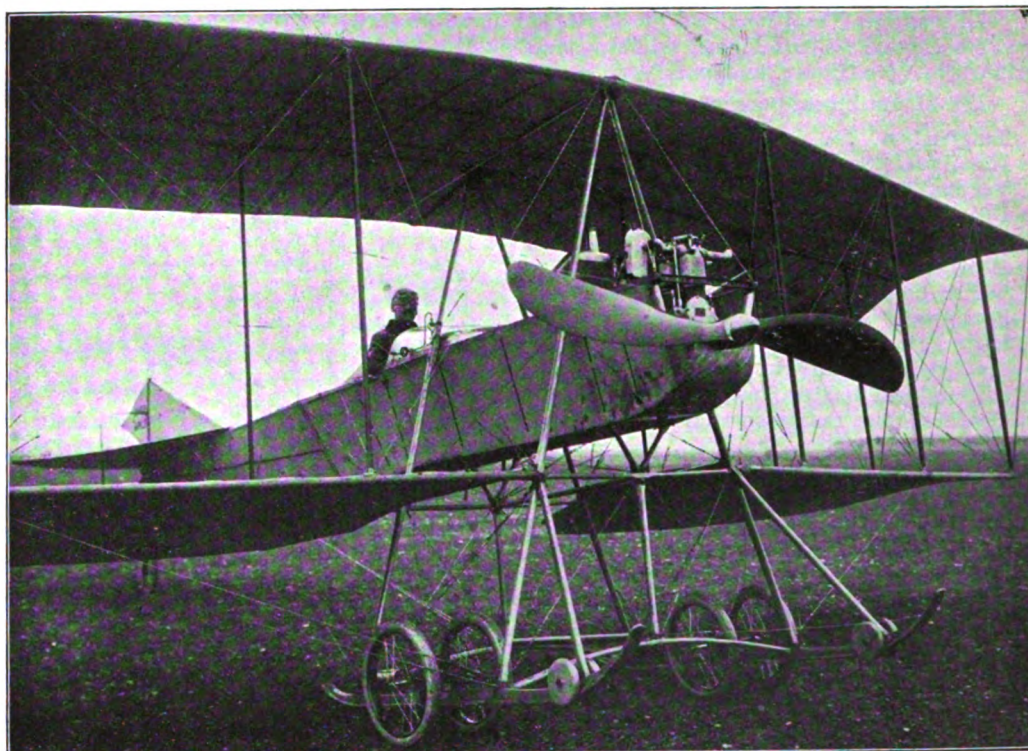


Fig. 2. Zweidecker »Lohner-Daimler« von vorn gesehen.



Fig. 3. Eindecker »Sylphe«.

Der 60/70 PS-Daimler-Motor ist vorn eingebaut und treibt eine Lohner-Schraube von 2,5 m Durchmesser direkt an. Hinter dem Motor befindet sich der Kühler.

Der Pilot sitzt in einer torpedoartigen Verschalung, so daß nur der Kopf herausragt, womit einerseits der Luftwiderstand auf das Geringste herabgesetzt wird, andererseits auch der Fahrer vor dem Schraubenwinde geschützt ist.

Zur Steuerung dient eine schwenkbare Säule mit drehbarem Lenkrade, die Seitensteuerung erfolgt durch Pedale. Zur Erhaltung der Querstabilität dienen Hilfsflügel an den oberen Tragflächenenden.

Die Tragflächen selbst sind V-förmig angeordnet und der Anstellwinkel derselben verringert sich nach außen zu. Hinter dem Pilotensitz befindet sich der Passagiersitz, von welchem ein freier Ausblick nach unten möglich ist.

Die untere Tragfläche ist in der Mitte unterbrochen, was einerseits die Gleitfähigkeit erhöht, andererseits dem Piloten ermöglicht, den Boden knapp bei den Laufrädern zu sehen.

Die Hauptdimensionen des Flugzeuges sind:

Tragflächen	42,00 qm
Horizontal-Stabilisierungsfläche	4,75 »
Vertikal-Stabilisierungsfläche	1,15 »
Höhensteuerfläche	2,65 »
Seitensteuerfläche	0,75 »
Hilfsflügel (Allerons)	3,68 »
Ganze Länge	9,70 m
Spannweite	13,50 »
Höhe	3,35 »
Tiefe der Tragflächen	2,25 »
Abstand der beiden Tragflächen	2,00 »
Gewicht ohne Betriebsmaterial	420 kg
Geschwindigkeit	80—85 km

Das Flugzeug befindet sich gegenwärtig in Wiener-Neustadt zur Erprobung und hat in bezug auf Stabilität, Steigfähigkeit und Geschwindigkeit, gesteuert von Herrn Rittmeister Hans v. Umlauff, sehr günstige Resultate ergeben.

Eindecker „Sylphe“.

In der Anordnung der Hauptteile erinnert dieses Flugzeug am meisten an den Blériot XIII, den bekannten »Luftomnibus«. Wie dieser besitzt es ein vorderes Höhensteuer, das, wie bei den Farman-Zweideckern, mit einem hinteren gekuppelt ist, und auch die Anordnung des Führersitzes unterhalb der Flügel und der Schraube hinter denselben ist wie beim Blériot XIII und abweichend von der sonst bei den

französischen Eindeckern gebräuchlichen Bauart. Das Fahrgerüst, in dem der Führer seinen Sitz hat, besteht in der Hauptsache aus gebogenem Holz, es ist elastisch, sehr solid, aber auch recht schwer; es besteht aus zwei Kufen im Abstände von 2,60 m, deren jede ein Farman-Rädergestell mit zwei Rädern trägt. Die Brücke hat Dreiecksquerschnitt und verjüngt sich stark nach hinten. Die Flügel sind sehr fest gebaut und in äußerst reichlicher Weise mittels aufgesetzter Masten verspannt; sie tragen an den Enden Hilfsflügel zur Erhaltung der Seitenstabilität.

Der 60 PS-Motor, Typ Gregoire-GYP »inverse« (mit nach unten hängenden Zylindern), liegt wenig unterhalb der Flügel; er treibt in direktem Angriff eine vierflügelige Schraube von Chauvière, die hinter dem Flügelangeordnet ist.

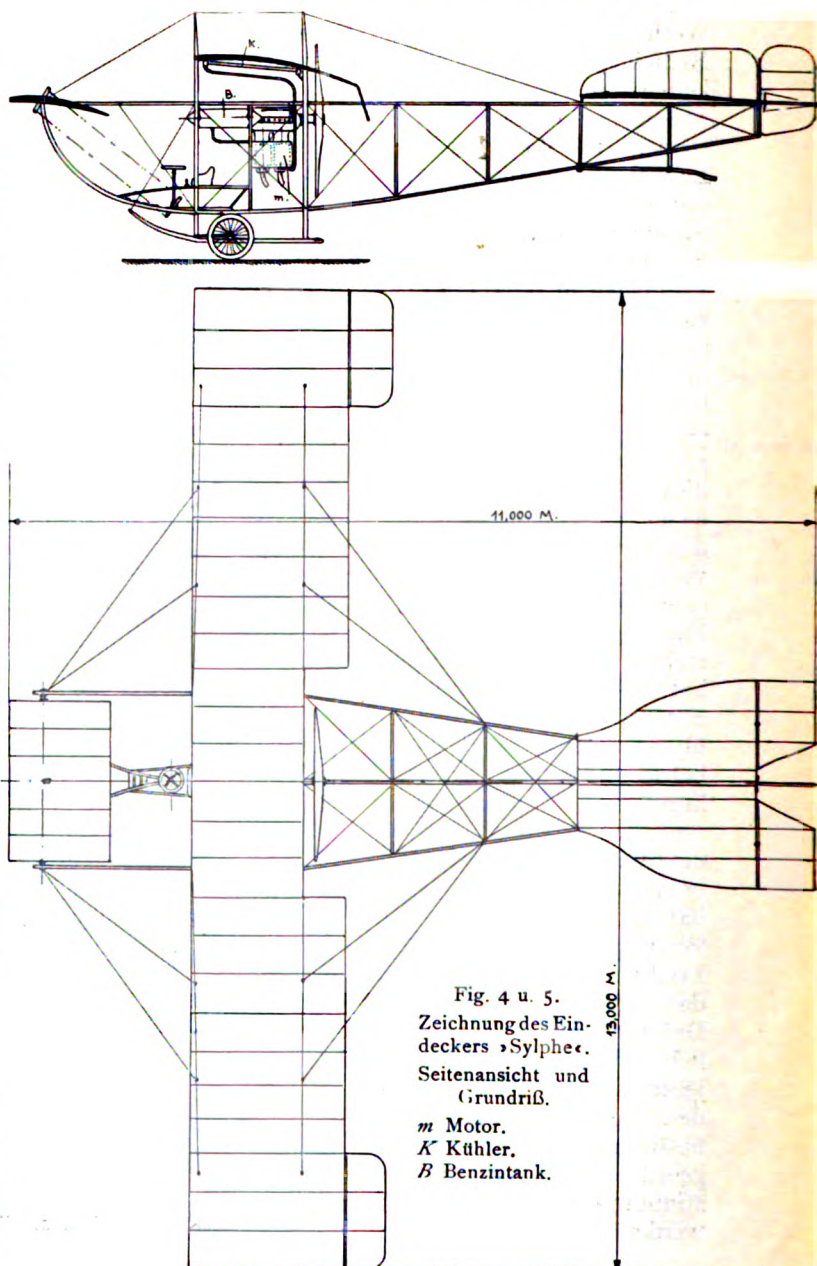


Fig. 4 u. 5.
Zeichnung des Eindeckers »Sylphe«.
Seitenansicht und Grundriß.
m Motor.
K Kühler.
B Benzintank.

Folgendes sind die Hauptdaten des Flugzeuges:

Spannweite	13 m
Gesamte Länge	11 m
Tragfläche	30 qm
Gewicht, leer	450 kg
Motor	Gregoire-GYP, 4 Zyl., 60 PS
Schraube	Chauvière, 4 Flügel, Durchmesser 2,26 m, Steigung 1,40 m
Tourenzahl	1100 pro Min.
Mittlere Geschwindigkeit des Flug- zeuges	78 km/Std.

Eindecker von Train.

In seinem allgemeinen Aufbau dem eben beschriebenen etwas ähnlich ist der in letzter Zeit durch den schweren Unfall auf dem Flugfelde von Issy-les-Moulineaux, dem der französische Kriegsminister Berteaux zum Opfer fiel, zu so trauriger Berühmtheit gelangte Eindecker von Train. Auch hier sitzt der Führer unterhalb der Tragflächen, eine Anordnung, die bekanntlich in Deutschland schon seit langem von Grade und Dornier angewendet wurde, während sie sich bisher in

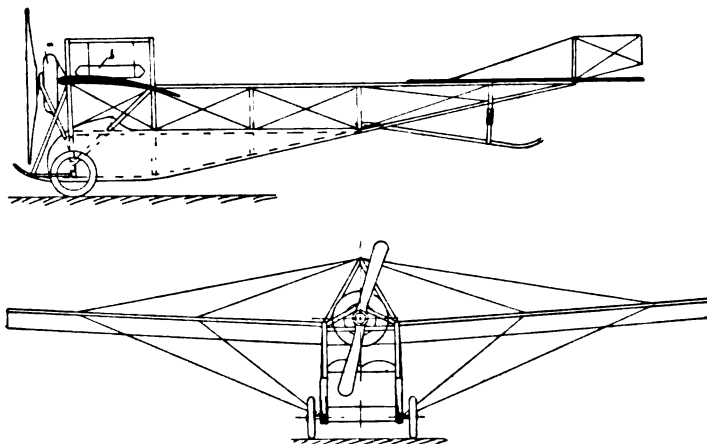


Fig. 6 u. 7. Eindecker Train. Seiten- und Vorderansicht.

Frankreich keiner besonderen Beliebtheit erfreute. Auch hier besitzt die Brücke Dreiecksquerschnitt, doch ist im Gegensatz zu dem eben beschriebenen Apparat wie auch zu Dornier und den meisten anderen dieses Typs die Spitze des Dreiecks nach oben gekehrt; dadurch und durch die unten liegende ziemlich geschlossene Karosserie erinnert das Flugzeug stark an das von Pischoff, von dem es sich aber wieder durch die vorne gelegene Schraube unterscheidet. Die in einigen französischen Blättern ausgesprochene Meinung, daß der tiefliegende Führersitz an dem Unglück Schuld gewesen sei, entbehrt selbstverständlich jeder Grundlage.

Navigation mittels Derivators.

Von H. Boykow, k. u. k. Fregatten-Leutnant a. D.¹⁾

In einem früheren Artikel »Praktische Flugzeugnavigation« wurde schon auf die Notwendigkeit hingewiesen, Flugzeuge bei Überlandflügen mit Instrumenten auszurüsten, die dem Führer die Möglichkeit geben, auch ohne Zuhilfenahme der Erdoberfläche, unabhängig von Wolken und Nebel, seine wahre Fahrtrichtung einzuhalten und Änderungen in den Windverhältnissen rechtzeitig zu erkennen und zu korrigieren. Ein solches Instrument muß seine Angaben unabhängig von dem das Fahrzeug umgebenden Medium geben; denn nur dann ist es möglich, Änderungen in der Fahrtrichtung und Geschwindigkeit gegenüber der festen Erdoberfläche,

¹⁾ In meinem letzten Aufsatz »Mechanisch-graphische Lösung des Höhenproblems« Heft 9 hat sich ein Fehler eingeschlichen, es ist überall für θ , wo dasselbe in den Bezeichnungen vorkommt, δ zu setzen, ebenso statt Sekundenwinkel Stundenwinkel.

wenn diese unsichtbar ist, zu beobachten. Ein Flugzeug befindet sich in diesem Falle in fast derselben Lage wie ein Schiff im Nebel und unbekannten Meeresströmungen. Der Kompaß hilft in solchen Fällen nur sehr wenig, denn er zeigt nur den Winkel an, den die Längsachse des Fahrzeuges mit dem Meridian einschließt. Eine Änderung der Massenbewegung, sei es durch seitliche Vertragung oder Beschleunigung oder Verzögerung der Geschwindigkeit, bleibt auf den Kompaß ohne Einfluß, wenn nicht gleichzeitig eine Drehung der Längsachse auftritt, was in den seltensten Fällen geschieht. Überdies ist die magnetische Richtkraft des Kompasses, gerade bei Nebel, verhältnismäßig häufig Störungen unterworfen, so daß die Rose falsch zeigt. Diese Umstände können bei einem Schiffe leicht zu einer Katastrophe führen, wie eine solche auf Fig. 2 ersichtlich ist; ein Flugzeug kann dadurch aus seiner Richtung abgelenkt, in unbekannte Gegenden vertragen werden und der Führer ist eventuell zu vorzeitiger Landung gezwungen, da eine Neuorientierung in voller Fahrt mit unbekanntem

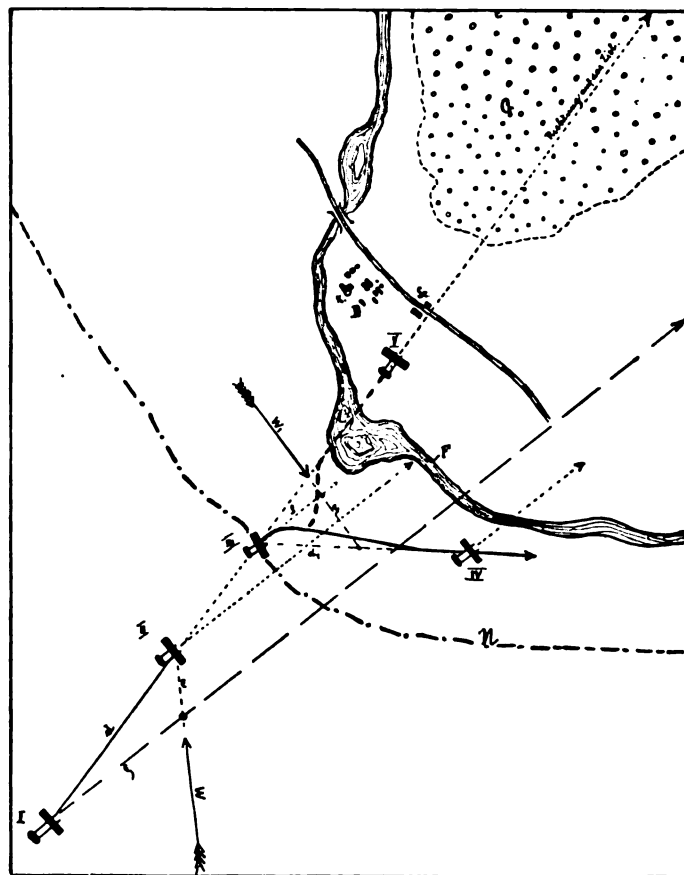


Fig. 1.

Ausgangspunkt ziemlich schwierig ist und bedeutende navigatorische Erfahrung erfordert. In Fig. 1 sei ein Beispiel eines solchen Fluges gegeben. Das Flugzeug steuert von I aus nach der in der vorerwähnten Arbeit behandelten Methode der Deckpeilungen in der Richtung auf sein Ziel und benutzt als Peilungspunkte den Wald G, die Eisenbahnstation St und den Zwischenraum der beiden Inseln J_1 und J_2 . So ist es bis II gelangt und hat den wahren Weg d zurückgelegt, während es nach Kompaß den Kurs Z steuert. Die Windvertragung äußert sich durch w . Bei II angelangt beginnt die Atmosphäre dunstig zu werden, und tritt das Flugzeug bei III in vollständigen Nebel, der in der Figur durch die Linie n markiert ist. Gleichzeitig ändere sich der Wind nach Richtung und Stärke w^1 , wie dies bei Nebel häufig vorkommt, und das Flugzeug erhält Fahrt und Richtung d_1 . Da der Flugzeugführer diese Änderung nicht wahrnehmen kann, so kann er sie auch nicht korrigieren und gelangt das Flugzeug in die Position IV. Hier flauet der Wind vollständig ab und das Flugzeug bewegt sich nun im Kurse Z weiter, der es weitab von seiner gewollten Richtung führt. Hat nun der Führer ein Instrument, das ihm den Betrag der Änderung der Massen-

bewegung angibt, so wird es für ihn ein leichtes sein, seine Richtung nach Maßgabe der neuen Verhältnisse zu korrigieren, indem er einfach so steuert, daß die Zeiger seines Instrumentes die alte Stellung wieder einnehmen. Dann hat er auch wieder die Richtung auf sein Ziel und gelangt auf diese Weise in die Position V. Das Flugzeug hat also seinen Weg unabhängig von Luft und Erde gefunden.

Ähnlich liegt der Fall mit einem Schiffe. Für dieses Beispiel sei das navigatorisch schwierige Gewässer der Elbe angenommen. Zwischen Elbe und Wesermündung lagern eine Reihe gefährlicher Sandbänke bis weit ins Meer hinaus, von denen besonders Scharhorn und Knechtsand, s. Fig. 2, wahre Schiffsfriedhöfe sind. Hierzu kommt noch der häufig herrschende Nebel, die oft unregelmäßig auftretenden, oft ziemlich heftigen Strömungen, hervorgerufen durch die starken Gezeiten, und machen die Navigation zu einer äußerst schwierigen. In dem angenommenen Fall, s. Fig. 2, befinde sich ein Schiff

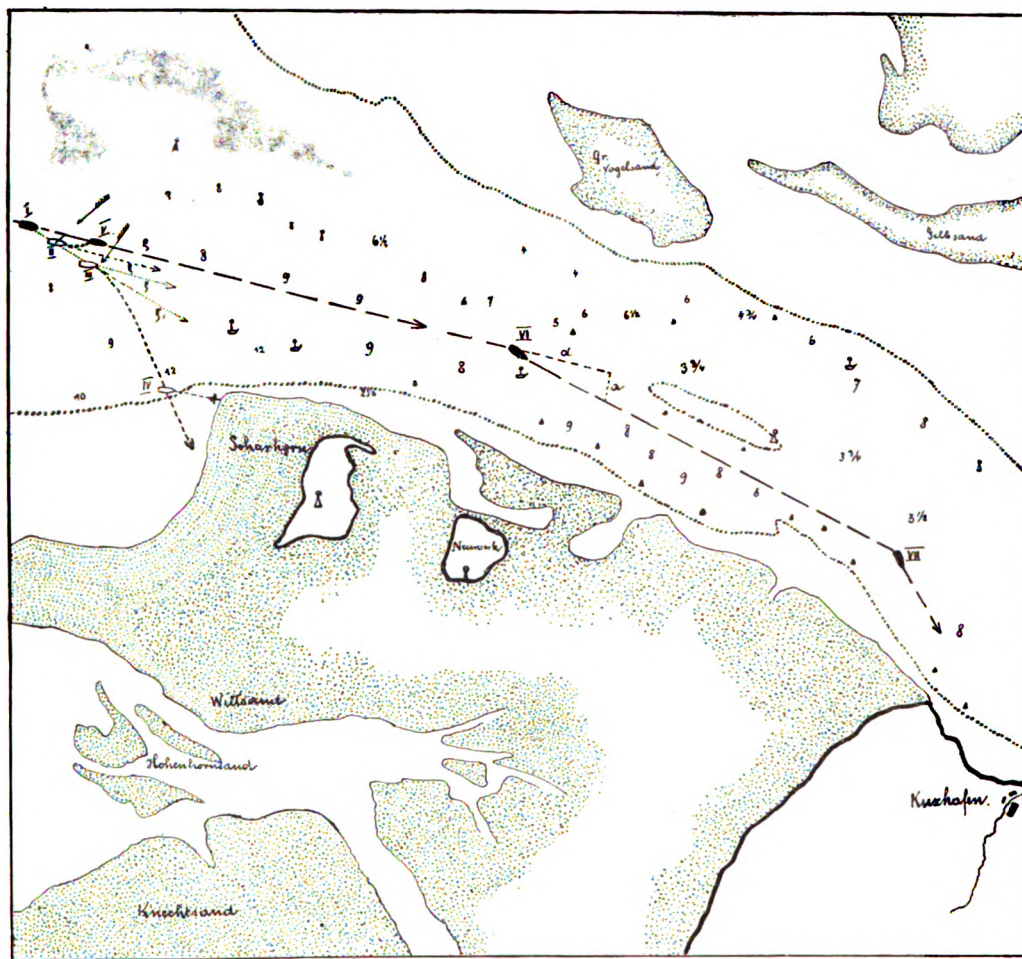


Fig. 2.

in der Position I mit dem Kurs in die Elbemündung. Eine Strömung vertrage es nach der Position II. Angenommen es herrsche dichter Nebel, so wird der Kapitän davon nichts merken, daß eine seitliche Vertragung stattfindet, denn sein Kompaß zeigt ihm diese, wie früher gesagt, nicht an. Er steuert nach wie vor im Kurse ζ , während das Schiff sich tatsächlich im Kurse ζ_1 bewegt, also gerade auf das Scharhornleuchtschiff zu. So gelangt er allmählich in die Position III. Hier sei der Strom etwas stärker geworden und habe gleichzeitig seine Richtung geändert. Die Abtrift wird dadurch noch vergrößert. Gleichzeitig trete eine magnetische Störung auf, und die Rose werde durch dieselbe nach rechts abgelenkt, so daß der Steuermann zwar nach Kompaß noch immer im Kurse ζ steuert, in Wirklichkeit aber im Kurse ζ_1 . Hierzu tritt noch die Strömung, die das Schiff auch nach rechts versetzt, so daß es schließlich in die Position IV gelangt. Die Wassertiefen zeigen ihm hier noch keine Gefahr an und doch muß es in den nächsten Minuten bereits gestrandet sein, auch wenn Strömung und magnetische Strömung aufhören sollten.

Herrscht außerdem noch schlechtes Wetter, so ist das Schiff verloren und die Besatzung in schwerster Lebensgefahr. Würde auf dem Schiff ein Derivationsinstrument vorhanden sein, so zeigt dasselbe sofort die Größe der Stromtrift an. Der Kapitän kann dieselbe leicht korrigieren, indem er durch entsprechendes Steuern den Ausschlag am Instrument eliminiert. Er hat dann die Gewißheit, die frühere Richtung über dem Meeresgrund beizubehalten. Die auftretende Stromänderung sowie die magnetische Störung korrigiert er auf dieselbe Weise.

Das Instrument muß ferner ein Indikator der Änderung der Massenbewegung sein und jederzeit die in dem Augenblick herrschende Geschwindigkeit über dem Meeresgrunde anzeigen, also ein von allen Strömungen und sonstigen Störungen unabhängiges Logg.

Das Schiff sei nun auf diese Weise nach einem solchen Instrumente steuernd in die Position VI gelangt. Hier muß, wie aus Fig. 2 ersichtlich ist, der Kurs geändert werden.

Zeigt das Instrument dem Kapitän die wahre Geschwindigkeit des Schiffes über dem Meeresgrunde an, so ist er imstande, die richtige Position von VI, ohne Zuhilfenahme irgendwelcher anderer Mittel, zu konstatieren. Er kennt danach seine wahre Geschwindigkeit in dem Augenblick des Kurswechsels und hat dadurch eine sehr erwünschte Kontrolle über den Kompaß, wenn er sich den zur herrschenden Geschwindigkeit und vorzunehmenden Kursänderung gehörigen Ausschlag des Zeigers für seitliche Abweichung am Instrumente bestimmt. Dieser Ausschlag muß auftreten, wenn das Schiff die neue Richtung einnimmt. In Fig. 2 bedeutet d die im Augenblick der Kursänderung herrschende Geschwindigkeit, a die dazugehörige Seitenabweichung für die Kursänderung pro Sekunde in Stundenmeilen, d. h. der Zeiger zeigt an: »die auftretende Seitenverschiebung pro Sekunde beträgt in diesem Momente, wenn sie eine Stunde gleichförmig weiter ginge, nach Ablauf dieser Stunde soundso viele Meilen. In der Position VII tritt der gleiche Fall ein und das Schiff wendet gegen Cuxhafen. Bei genauer Beobachtung des Instrumentes wäre es also möglich, diesen komplizierten Weg ohne jedes andere Navigationsmittel in Nebel und

Strömung richtig zu finden. — Ein solches Navigationsinstrument (Derivator) muß nach folgenden Gesichtspunkten konstruiert sein:

1. Das Instrument muß unabhängig sein von dem das Fahrzeug umgebenden Medium, wenn es Änderungen in der Bewegung des Fahrzeuges gegen die feste Erdoberfläche nach Richtung und Geschwindigkeit registrieren soll. Es unterscheidet sich daher wesentlich von allen Kompaß- oder gyroskopartigen Instrumenten, sowie auch von allen Loggapparaten. Kompaß und Gyroskopinstrumente zeigen keine Bewegung an, sondern geben nur die Richtung der Längsachse des Fahrzeuges. Loggapparate und sonstige Geschwindigkeitsmesser verzeichnen nur die Geschwindigkeit gegen das umgebende Medium (Luft oder Wasser) nicht aber gegen die feste Erdoberfläche.
2. Das Instrument muß unempfindlich sein gegen Neigungen der Plattform, d. h. es darf bei Neigungen des Fahrzeuges, wenn diese nicht mit einer Änderung

der Massenbewegung nach Richtung und Geschwindigkeit verbunden sind, keinen Ausschlag zeigen, oder muß, falls es nicht im Schwingungsmittelpunkt der Plattform installiert ist (was bei Schiffen stets der Fall sein wird) seinen Ausschlag selbsttätig wieder korrigieren, wenn die Plattform in ihre frühere Lage zurückschwingt.

3. Das Instrument muß insofern ein Registrierinstrument sein, als es stets die algebraische Summe aller Bewegungsimpulse angeben muß.

Ein solches Instrument ist möglich, denn wir haben im Pendel ein Mittel, das äußerst empfindlich auf Massenbewegungen sowie deren Änderungen reagiert. Es handelt sich lediglich darum, ein Instrument zu finden, das Neigungs- und Erschütterungsstörungen ausschaltet, und die algebraische Summe der Pendelbewegungen nach der Längs- und Querschiffskomponente registriert.

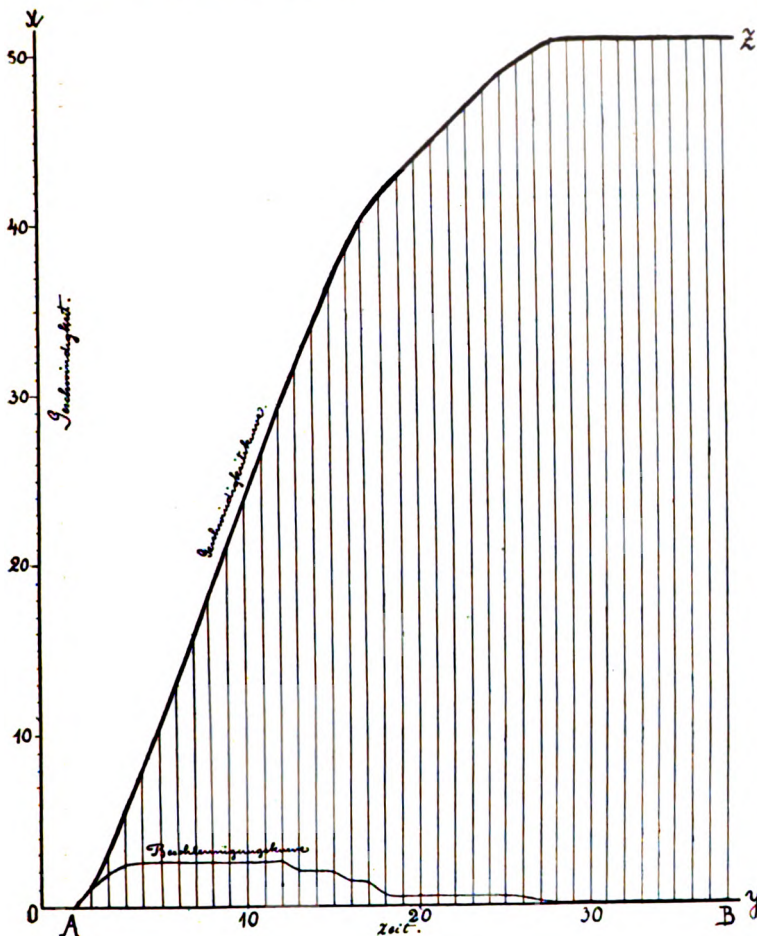


Fig. 3.

Denkt man sich zwei Pendel ineinander aufgehängt, wovon das eine von unendlicher Länge ist, so werden bei Neigungen der Plattform die beiden Pendel ihre Lage zueinander nicht ändern. Bei Erschütterungen wird das kurze Pendel zwar in Schwingungen geraten, diese werden jedoch nach allen Seiten hin symmetrisch sein und das Instrument ist so konstruiert, daß es auf symmetrische Schwingungen nicht reagiert. Was geschieht hingegen bei einer auftretenden Bewegungsbeschleunigung? Angenommen es handle sich um die Querschiffskomponente. Diese ist solange gleich Null, als das Fahrzeug seine absolute Fahrtrichtung gegenüber der festen Erdoberfläche beibehält. Ändert sich dieser Bewegungszustand, so tritt in der Querschiffskomponente eine Beschleunigung auf, nennen wir sie a . Auf beide Pendel wirkt nun nebst der Erdbeschleunigung g auch die nun aufgetretene Beschleunigung a und der resultierende Ausschlagswinkel α der beiden Pendel ist durch den Ausdruck gegeben: $\tan \alpha = \frac{a}{g}$, das Verhältnis der beiden Beschleunigungen. Während das kurze

Pendel diesen Ausschlag rasch annimmt, dauert es beim unendlich langen Pendel unendlich lange Zeit; die beiden Pendel zeigen also eine Divergenz, die sich in ihrer Größe und Dauer genau nach Größe und Dauer der Beschleunigung richtet. Da aber die Größe einer Geschwindigkeit durch die Beschleunigung (Verzögerung) und ihre jeweilige Dauer bestimmt ist, so erhält man ein absolutes Maß für die Geschwindigkeit, wenn das Instrument so eingerichtet ist, daß sich die Größe des Ausschlages in Geschwindigkeit einer Bewegung, sagen wir zweier Uhrwerke (eines für Beschleunigung, das andere für Verzögerung) und die Dauer dieses Ausschlages durch die Andauer dieser Bewegung manifestiert. Das Resultat an dem Uhrwerk ist dann das Produkt der Summe aller Beschleunigungen und ihrer Zeitdauer, also die jeweilig herrschende Geschwindigkeit nach der betreffenden Komponente.

In Fig. 3 ist dieser Vorgang graphisch dargestellt.

Auf der x -Achse sind die Ausschläge, bzw. die Geschwindigkeiten des Uhrwerkes aufgetragen, auf der y -Achse die dazugehörigen Zeiten. Das Diagramm AB gibt das Bild einer solchen Bewegung, und die Kurve $A-Z$ (die Integration von AB) gibt die Geschwindigkeiten bzw. die Zeigerstellungen. Angenommen der Zeiger stand bei A auf 0, so wird er bei B , wenn ein gleichförmiger Bewegungszustand eingetreten ist, die betreffende Geschwindigkeit anzeigen, welche das Fahrzeug nunmehr nach der betreffenden Komponente hin angenommen hat.

Da es für die praktische Ausführung des Instrumentes unmöglich ist, mit einem Pendel von unendlicher Länge zu operieren, so muß dieses durch einen Kreisel ersetzt werden, welcher sich gegenüber von Massenbeschleunigungen indifferent verhält. Der Umstand, daß die Achse eines Kreisels eigentlich die Mantelfläche eines Kegels beschreibt, fällt nicht ins Gewicht, da es sich hierbei um eine symmetrische Bewegung handelt, auf welche das Instrument nicht reagiert.

In einem späteren Aufsatz soll nach Abschluß der Versuche ein auf diesem Prinzip beruhender Derivator beschrieben und die Ergebnisse der Versuche mitgeteilt werden.

Militärflugschau.

Deutschland.

Offizierswettfliegen gelegentlich des Zuverlässigkeitsfluges am Oberrhein.

Am 22. Mai abends erreichte Leutnant Mackenthun (Aviatik-Zweidecker) mit Leutnant Barends als Beobachter von Mühlhausen i. E. aus auf dem Luftwege Kolmar, am Tage darauf startete er gleichfalls mit Leutnant Barends als Beobachter um 4 Uhr 37 Min. früh in Kolmar und traf um 5 Uhr 38 Min. in Straßburg ein. Mit Rücksicht auf den Todessturz von Laemmlin verzichtete er darauf, noch am gleichen Tage den Flug fortzusetzen und startete erst am 24. Mai um 5 Uhr 2 Min. früh zum Fluge nach Karlsruhe, wo er um 5 Uhr 54 Min. früh eintraf.

Bevor der eigentliche Offizierswettflug begann, bewarben sich Leutnant Mackenthun, Leutnant Förster (Albatros-Zweidecker) und Leutnant Frhr. v. Thüna (Etrich-Rumpler-Eindecker) in Karlsruhe um die für sie ausgesetzten Sonderpreise. Es gewannen:

Leutnant Frhr. v. Thüna den Ehrenpreis des Großherzogs von Baden, Leutnant Förster den Ehrenpreis der Stadt Karlsruhe, Leutnant Mackenthun den Ehrenpreis der Studierenden der Technischen Hochschule in Karlsruhe.

Als Leutnant Mackenthun mit Leutnant Falkenstein am Nachmittag aufgestiegen war und den Hardtwald überflog, kam das Flugzeug ins Schwanken, schoß plötzlich senkrecht nieder und blieb in den Bäumen hängen. Das Flugzeug war schwer beschädigt, die Flieger aber blieben unversehrt.

Am 25. Mai gegen 4 Uhr früh konnten Leutnant Förster (Leutnant Mahnke als Passagier), Leutnant Mackenthun (Oberleutnant Barends), Leutnant Frhr. v. Thüna (Leutnant Carganico) zum Wettfluge Karlsruhe—Frankfurt a. M. starten.

Leutnant Förster mußte 20 km von Heidelberg entfernt wegen dichten Nebels landen, wobei sein Flugzeug leicht beschädigt wurde.

Leutnant Frhr. v. Thüna flog gleich nach dem Start gegen die Umzäunung des Platzes und beschädigte seine Maschine schwer.

Leutnant Mackenthun streifte eine Pappel so, daß sein Zweidecker Schaden erlitt.

Leutnant Förster konnte seinen Flug bald fortsetzen, nachdem er in Darmstadt eine Zwischenlandung vorgenommen, konnte er

am 26. Mai in der Dunkelheit gegen 9 Uhr abends unter sehr schwierigen Umständen in Frankfurt a. M. glatt landen. Nachdem er zunächst auf einem falschen Platz niedergegangen, konnte er unter räumlich sehr beschränkten Verhältnissen nochmals aufsteigen und den richtigen Landungsplatz erreichen.

Am 27. Mai früh startete Leutnant Förster mit Leutnant Mahnke in Frankfurt zum Rundflug Frankfurt a. M.—Darmstadt—Frankfurt a. M. Nachdem er 5 Uhr 35 Min. in Griesheim eingetroffen, flog er um 5 Uhr 54 Min. bereits wieder ab und erreichte um 6 Uhr 32 Min. Frankfurt, womit er den Preis des Kriegsministeriums gewonnen haben dürfte.

Leutnant Frhr. v. Thüna (Leutnant Carganico) flog am gleichen Tage von Karlsruhe nach Frankfurt a. M. ab und landete 5 Uhr 27 Min. früh in Mannheim so unglücklich, daß sein Eindecker Beschädigungen erlitt, die eine Fortsetzung vor Abend nicht zuließen. Nachdem er um 6 Uhr 37 Min. nachmittags Mannheim verlassen, landete er 7 Uhr 42 Min. glatt in Frankfurt a. M.

Bei der am Abend des 27. Mai erfolgten Preisverteilung wurden die Preise wie folgt zuerkannt:

Preis des Großherzogs von Baden: Leutnant Förster.
Preis des Großherzogs von Hessen: Frhr. v. Thüna.
Preis des Prinzen Wilhelm von Sachsen: Leutnant Mackenthun.
Preis des Vereins der Motorfahrzeugindustriellen: Leutnant Mahnke.
Preis des Frankfurter Flugsportklubs: Leutnant Carganico.
Preis des Mannheimer Flugsportklubs: Leutnant Barends.

Frankreich.

Die letzten Wochen brachten viele bedeutende Flugleistungen über 100 und mehr km von Militärpiloten, die jedoch nicht mehr aufgeführt werden können.

Leutnant Monard mit Leutnant Do-Hu als Begleiter startete am 25. Mai zur Tour de France um 4 Uhr 2 Min. früh mit dem neuen H. Farman-Militärtyp in Mourmelon zur ersten Etappe Paris—Poitiers. Um 6 Uhr früh traf er in Chartres ein, nach einem Aufenthalt von 10 Min. setzte er seinen Flug fort und erreichte um 1 Uhr Poitiers. Durch diesen Flug wurden die bisher besten Überlandflugleistungen zum großen Teil übertroffen.

Durch den Flug Mourmelon—Chartres (243 km) wurde die Leistung im Überlandflug mit Fahrgast von Leutnant Camerman am 21. Dezember 1910 in bezug auf Entfernung überholt. Der Gesamtflug Mourmelon—Poitiers einschließlich der Zwischenlandung stellte ferner die höchste bisher im Überlandflug mit und ohne Passagier an einem Tage zurückgelegte Entfernung dar. Am 27. Mai setzte Ménard seinen Flug bis Rochefort fort, von wo er am 29. Mai mit Leutnant Chentini als Beobachter nach Pau weiterflog.

Trotzdem über Unfälle von Militärpiloten neuerdings strengste Geheimhaltung bewahrt wird, sind mehrere neue Unfälle bekannt geworden.

Am 20. Mai probierte Leutnant Trétarre in der militärischen Aviationszentrale in Douai einen kürzlich reparierten Breguet-Zweidecker, mit dem er an dem Wettflug Paris—Madrid teilnehmen sollte. Hierzu wollte er mit Leutnant Migaud an Bord die Luftreise Douai—Issy les Moulineux antreten. Bei einem Probeflug, den er allein unternahm, stürzte das Flugzeug aus 300 m, doch kam Trétarre mit leichten Verletzungen davon, während der Zweidecker vollkommen zertrümmert wurde.

Bei Laon verunglückte Leutnant Vigne mit einem Geniesoldaten als Begleiter bei einer Landung auf unebenem Boden, das Flugzeug überschlug sich und ging völlig in Trümmer, Pilot und Begleiter kamen ohne ernste Verletzungen davon. Leutnant Loder, der am 6. Mai als Begleiter von Leutnant Benda mit einem Maurice-Farman-Zweidecker in St. Cyr abstürzte, ist immer noch nicht außer Lebensgefahr. In Anerkennung des Umstands, daß er im Dienst verunglückte, wurde er kürzlich zum Ritter der Ehrenlegion ernannt.

Bei den Manövern 1911 sollen Generalstabsoffiziere als Beobachter Verwendung finden, weil angeblich die 1911 gelegentlich der Manöver als Beobachter verwandten Offiziere nicht immer solche Meldungen gemacht haben, daß die Truppenführer entscheidende Maßnahmen treffen konnten. Eine Reihe von Generalstabsoffizieren soll systematisch als Beobachter ausgebildet werden, und man beabsichtigt auch hierfür ein besonderes »Diplom« einzuführen.

In Bouy fanden militärisch sehr interessante Versuche statt, um festzustellen, in welcher Zeit auch schwerer belastete Flugzeuge die Höhenlage wechseln können.

Es gelang mit einem mit 335 kg belasteten H. Farman-Flugzeug (Militärtyp) in fünf Minuten eine Höhe von 300 m zu erreichen.

Ein kleiner Zweidecker H. Farman, wie ihn Leutnant Ménard zu seiner »Tour de France« benutzte, erreichte in 1 Min. 37 Sek. eine Höhe von 320 m, ein anderer Zweidecker 600 m in 5 Min. 2 Sek.

An dem Wettbewerb Paris—Rom—Turin, der am 28. Mai in Buc seinen Anfang nahm, nehmen eine Reihe französischer Militärpiloten dienstlich teil, sie dürfen aber nur bis Nizza fliegen.

Es starteten am 28. Mai in Vincennes: Leutnant Chevreau (Blériot), Leutnant Clavenad (Blériot), Marineleutnant Delage

(Nieuport), Leutnant Lucca mit Leutnant Hennequin als Beobachter (M. Farman-Zweidecker).

Die Ausbildung von Fliegeroffizieren im Ballonflug nimmt ihren Fortgang, ein nur von Fliegeroffizieren besetzter Freiballon landete kürzlich von Chalais-Meudon aus in Mainvilliers bei Chartres.

Der französische Militärflugzeugpark ist durch Überweisung eines im Privatbesitz von M. J. Hevessy befindlichen Blériot-Eindeckers bereichert worden.

Das Marineministerium hat für den Hafen von Toulon die Beschaffung eines Landungsplatzes für Luftfahrzeuge an der Hafengebucht angeordnet. Zunächst sind für die notwendigen Arbeiten Frs. 125 000 ausgeworfen. Es sind bereits vier Marineoffiziere bestimmt, die in diesem Hafen den Dienst als aviatische Seeoffiziere versehen sollen.

Österreich.

Das Reichskriegsministerium beabsichtigt in den Etat 1912 Mittel für den Ankauf von 60 Flugzeugen einzustellen.

England.

Der bekannte Militärflieger Watkins soll Dr. Mawson auf seiner Südpolreise begleiten und gegebenenfalls den mitgeführten R. E. P.-Eindecker steuern.

Italien.

Bei den diesjährigen Manövern sollen Lenkballons und Flugzeuge verwendet werden, es sollen die Lenkballons zu Aufklärungszwecken und zu Angriffen benutzt werden, die Flugzeuge sollen lediglich für den Nachrichtendienst Verwendung finden.

Flugzeuge und Lenkballons sollen dauernd funktentelegraphisch mit dem Generalstabsquartier verbunden sein.

Flugschau.

Fernflug Paris—Madrid. Sieger wurde Védrières auf Morane-Eindecker mit 50 PS-Gnomemotor, der zur letzten Etappe am 26. Mai in San Sebastian um 5 Uhr 20 Min. aufstieg und den Guadarramas (1560 m hoch) in den Pyrenäen in 2000 m Höhe überflog. Dies war der schwierigste Teil dieses Fernfluges. Dieser Flug über das Gebirge grenzt an die Leistung von Chavez beim Flug über die Alpen. Védrières flog die letzte Etappe ohne Zwischenlandung und landete glatt um 8 Uhr früh auf dem Aerodrom von Madrid, wo er jedoch gänzlich erschöpft anlangte. Auch die zweite Etappe Angoulême—San Sebastian hatte Védrières in der kürzesten Zeit (eff. Zeit 5 Std. 56 Min. 15 Sek.) durchflogen, reine Flugzeit 3 Std. 45 Min. Zweiter wurde Garros, dritter Guibert, beide auf Blériot. Die ganze Flugstrecke beträgt 1103 km, die Védrières in 37 Std. 27 Min. zurücklegte.

Paris—Rom—Turin. Am 28. Mai erfolgte der Start zu diesem Fernflug auf dem Flugfelde Buc bei Versailles. Als erster stieg Garros auf Blériot auf, ihm folgten Beaumont (Schiffsfähnrich Conneau) auf Blériot, Vidart auf Deperdussin, Kimmerling auf Sommer, Manissero auf Blériot, Frey auf Morane, Weymann auf Nieuport, Level auf Savary, Gaget auf Morane, Bathiat auf Sommer, Bielovucic auf Voisin und Molla auf Sommer. Die erste Etappe (Paris—Nizza 865 km) legten zurück: 1. Beaumont in 37 Std. 17 Min. 42 Sek.; 2. Garros in 37 Std. 56 Min. 12 Sek.; 3. Frey in 50 Std. 2 Min. 49 Sek.; 4. Vidart in 76 Std. 9 Min. 36 Sek. Die ganze Strecke Paris—Rom (1465 km) legten zurück: 1. Beaumont in 82 Std. 5 Min.; 2. Garros in 106 Std. 16 Min.; 3. Frey.

Den Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein gewann Ingenieur Hirth auf Rumpler-Etrich-Eindecker. Die dritte Etappe Straßburg—Karlsruhe ohne Zwischenlandung flog als erster Jeannin außer Konkurrenz, ebenso die Etappe Karlsruhe—Mannheim mit Zwischenlandung in Heidelberg. Auf der letzten Etappe Mannheim—Frankfurt war Hirth der erste, der auch alle Etappen in vorgeschriebener Weise flog.

Neuer deutscher Höhenrekord. Am 27. Mai unternahm Schall einen Höhenflug auf Grade-Eindecker und stieg bis auf 2150 m; seine Leistung wurde jedoch wegen nicht einwandfreier Messung nicht als Rekord anerkannt. — Am 5. Juni, dem zweiten Tage der Berliner Flugwoche, erhob sich der junge Etrich-Rumpler-Pilot Hans Vollmoeller auf 1870 m und stellte damit einen neuen deutschen Höhenrekord auf.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 b. A. 19 224. Vorrichtung zur Aufhebung der Torsion an Schraubenwellen für Luftfahrzeuge. Theophil Authenried, Dachau b. München. A 4 8. 10. E 22. 7. 11.

77 b. B. 60 157. Verfahren zum Abwerfen von Geschossen u. dgl. von Luftfahrzeugen. Dr.-Ing. Friedrich Bendemann, Lindenberg, Kr. Beeskow. A 14. 9. 10. E 22. 7. 11.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. FRITZ HUTH

E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN.
HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
WIEN

DR.-ING. A. VON PARSEVAL

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

23. Juni 1911.

Heft 12.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die vierspaltige Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.) S. 149.
Technische Rückblicke auf den deutschen Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein. Von Paul Béjeuhr, Frankfurt a. M. Mit Tafel VI. S. 156.

Zusammenstellung der zum Deutschen Rundflug 1911 gestarteten Flugzeuge. Von Ing. Dr. Quittner. S. 162.
Flugschau. S. 162.
Patentschau. S. 164.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.)

4. Versuche über den Einfluß der Wölbung bei Kreissichel-Profilen mit ebener und gewölbter Druckseite.

Wegen der Auswahl dieser zunächst ausführlicher untersuchten Formen beziehen wir uns auf das in unseren vorjährigen Berichten Gesagte, ebenso bezüglich der vorläufigen Beibehaltung »gerader« (nicht schraubenförmig verwundener) Versuchsflügel und bezüglich der Festsetzungen über die verschiedenen Rechnungsgrößen und Vergleichszahlen. Wir behalten als schließliche Vergleichsgröße den Gütegrad (ζ) bei, der zwischen den widerständigen Interessen hoher Kraftausnutzung (C) und hoher Flächenausnutzung (ρ) immerhin den besten Vermittlungsmaßstab bildet. ζ und C stellen wir, wie früher, für jede Form als Kurve dar, abhängig vom Stellungswinkel (α); ρ ist proportional der unmittelbar aus den Versuchen gewonnenen Größe \mathfrak{P} ($= 10^4 \frac{P}{n^2}$; P = Axialschub in kg) und braucht nicht besonders dargestellt zu werden. Man hat $\rho = \mathfrak{P} : R^4$, also mit dem gemeinsamen Schraubenradius $R = 1,795$ m $\rho = 0,0965 \mathfrak{P}$.

Fig. 43 zeigt den Typus der untersuchten Sichelprofile und die benutzten Bezeichnungen. Obwohl gewisse

noch zu erwähnende aerodynamische Gesichtspunkte gegen die Güte solcher, auch vorn scharf geschnittener Formen als Drachenflügel sprechen, scheint ihre eingehende Untersuchung als Schraubenflügel doch in erster Linie geboten, weil die gedachten Gründe auf diesen Fall nicht ohne weiteres anwendbar sind. Dem unbefangenen Gefühl müssen solche Formen vielmehr als die aussichtsvollsten erscheinen. Im praktischen Propellerbau sind sie denn

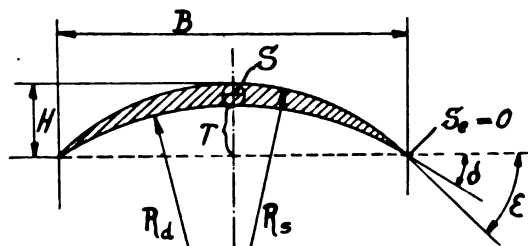


Fig. 43.

auch die gebräuchlichsten; und schließlich sind sie geometrisch am einfachsten scharf zu bestimmen, wenn man wenigstens von Kreiszylinderschalen mit gleicher Wölbung auf beiden Seiten absieht, die unnötig dicke Hinterkanten verlangen und zu praktischer Anwendung kaum in Frage kommen.

Umrissform, Größe und Bauart der Versuchsflügel sind aus den Fig. 44 bis 49 zu ersehen. Das Flügelblatt hat stets 1 m radiale Länge bei 0,4 m Breite und etwa 12 mm größter Dicke S (in der Mitte). Das ist ziemlich

das geringste, was man bei Flügeln dieser Größe erreichen kann, ohne die Dicken nach der Wurzel hin zu vergrößern, wenn merkliche Deformationen im Gange nicht vorkommen sollen. Der äußere Radius R beträgt immer 1,795 m.

Die Konstruktion ist bei allen die gleiche, bis auf das Flügelpaar Nr. 3, bei dem ein schon früher für andere Versuche hergestelltes Gerippe wieder benutzt wurde. Dadurch weicht auch die äußere Form in Kleinigkeiten ab, von denen man merklichen Einfluß auf die Wirkung kaum

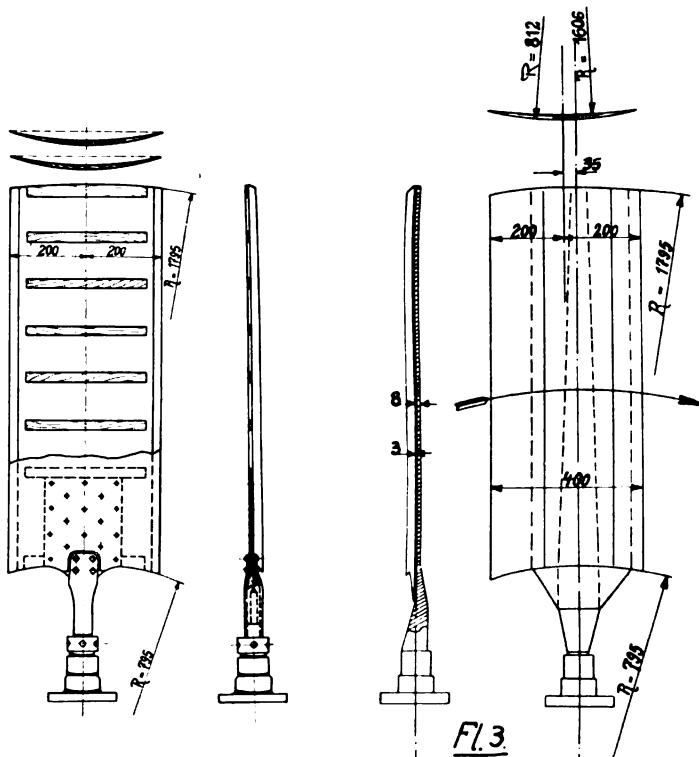


Fig. 44 u. 45 (Flügel 1, 2, 4, 5, 6).

Fig. 46 u. 47.

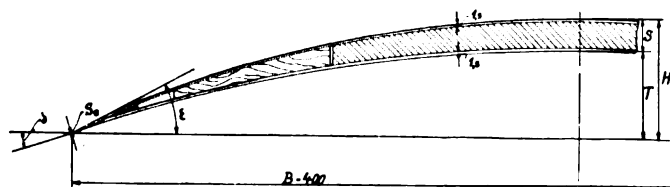


Fig. 48 (Fl. 1, 2, 4, 5, 6).

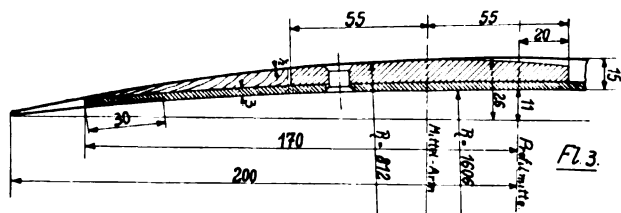


Fig. 49.

erwarten konnte; die Ergebnisse fallen bei dieser Form aber doch etwas aus der Reihe. Der Umriß (Fig. 47) ist nicht, wie bei den übrigen, symmetrisch zu einem Radius, sondern die Profilmitten sind um 35 mm nach hinten verschoben. Das 3 mm starke Stahlblech, das die Mitte der Druckseite bildet (Fig. 49) und mit dem schwertförmig ausgeschmiedeten, im Inneren des Profils bis zum äußeren Umfang durchlaufenden Arm vernietet ist, ragt aus Festigkeitsgründen etwas nach innen aus dem normalen Umriß heraus und bildet eine kleine, dreieckförmige Vergrößerung der Flügelfläche, die aber nahe der Drehachse

belegen nur wenig Wirkung haben kann. Schließlich sind bei Nr. 3 auch die Kanten des Profils etwas weniger scharf als bei den übrigen, wie aus den unten folgenden Maßaufnahmen des näheren zu ersehen. Die Kanten sind bei diesen Flügeln noch durch möglichst scharfes Umbiegen eines 0,5 mm starken Bleches (Weißblech) gebildet, welches, wie Fig. 49 zeigt, glatt an das erwähnte starke Druckseitenblech anschließend in einem Stück den hauptsächlichsten Teil der Oberfläche bildet. Die kaum bemerkbaren Stoßfugen liegen also auf der Druckseite, wo selbst starke Vorsprünge, wie wir aus besonderen Versuchen wissen¹⁾, fast ganz einflußlos sind.

Bei den übrigen sind Saug- und Druckseite durch besondere Bleche gebildet, die an den Kanten ausgeschärft, leicht aneinander vernietet und mittels Lötmasse abgeglättet sind. So erhält man bei sorgfältiger Herstellung recht scharfe Kanten; es wurde aber nur in einem Falle (Nr. 1) das äußerste in dieser Hinsicht angestrebt; denn die erhebliche Arbeit scheint sich nicht zu verlohnen, und besondere Fabrikationsverfahren kann man leider für solche Versuchsobjekte nicht einrichten. Bei dieser normalen Konstruktion geht der blattförmig ausgeschmiedete Arm nur auf etwa ein Viertel der Flügellänge zwischen die Bleche hinein; weiterhin tragen sie sich selbst. Einige zwischengepaßte, leicht angeheftete Profilhölzer sichern die Innehaltung der Form. Bei 1,5 mm starkem Stahlblech auf der Rückseite und ebensolchem Aluminiumblech auf der Druckseite erwies sich die erzielte Steifigkeit schon bei den flachsten Flügeln (Nr. 1) völlig ausreichend. Irgendwelche Deformationen waren bis zu den höchsten Umlaufzahlen (600 i. d. M.) und bei steilen Stellungen nicht festzustellen. (Man erhält so auch recht leichte Schrauben, wenn man Arme und Schwert auf Leichtigkeit konstruiert, auch an den Blechen noch etwas spart, was bei unseren Versuchen aber mit dem notwendigen Bestreben, unkontrollierbare Deformationen auszuschließen, unvereinbar ist.)

Eine weiterhin folgende Zusammenstellung enthält nach Maßaufnahmen an den fertigen Flügeln die Abmessungen im einzelnen. Die angegebenen Zahlen sind Mittelwerte nach Aufnahmen an je fünf verschiedenen Querschnitten jedes der beiden Flügel. Gewisse Unregelmäßigkeiten, kleine Abflachungen oder Buckel sind natürlich nicht ganz zu vermeiden. Es kommen öfters Abweichungen von $\frac{1}{2}$ und ausnahmsweise bis zu 1 mm von dem normalen Profil vor. Die angegebenen Kantendicken bzw. Abrundungsdurchmesser S_0 im Betrage von 0 bis 1,5 mm sollen natürlich nur einen ungefähren Anhalt geben; auch die Kantenwinkel (ϵ und δ) lassen sich nicht sehr genau messen. Streng genommen gibt es, wenn die Kanten nur etwas gerundet sind, gar keinen ausgezeichneten Punkt, in dem man die Tangente anzulegen hätte. Praktisch ist man aber nicht sehr im Zweifel, wenn man z. B. bei der konvexen Wölbung einen übergespannten Faden als Lineal benutzt. Kleine Unregelmäßigkeiten der Bleche nahe den Kanten beeinflussen die Winkel natürlich erheblich. Stellenweise sind Abweichungen von einigen Graden kaum zu vermeiden. Im Mittel entsprechen die Formen aber recht genau den Kreisbogen mit den angegebenen Pfeilhöhen.

Ein gutes Verfahren zum Aufmessen der Schrauben, das wir neuerdings benutzen, sei bei dieser Gelegenheit erwähnt. Eine ebene Holztafel mit beliebig eckigem Ausschnitt von reichlicher Weite wird über den Flügel gestreift, sodaß sie den jeweils aufzunehmenden Querschnitt mit einigem Spielraum umgibt (vgl. Fig. 50). Auf die Tafel ist ein entsprechend geschnittener Bogen Papier gespannt. Hierauf wird mit einem einfachen Gerät

¹⁾ Vgl. Nr. 2 dieser Mitteilungen in Heft 11 d. Ztschr.

eine genaue Äquidistante der Umrißkurve verzeichnet. Dazu dient eine kreisrunde Blechscheibe, die im Mittelpunkt eine kleine Bohrung und darin eine federnd niederdrückbare Nadel besitzt. Man rollt die auf die Tafel gelegte Scheibe an dem Profil entlang ab und zeichnet die Äquidistante durch eine Reihe von Punkten, die man mit der Nadel in das Papier einsticht. Das erhaltene Diagramm legt man nachher auf das Reißbrett, schlägt von den Einstichen aus Kreisbögen mit dem Halbmesser der Scheibe und hüllt so den Umriß beliebig genau ein. Man kann auch statt der Kreisscheibe ein Lineal anlegen und das Profil durch Tangenten einhüllen, die man auf dem Schablonenblatt zieht. Das versagt aber auf der gehöhlten Seite

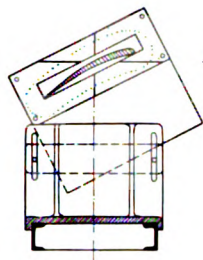


Fig. 50.

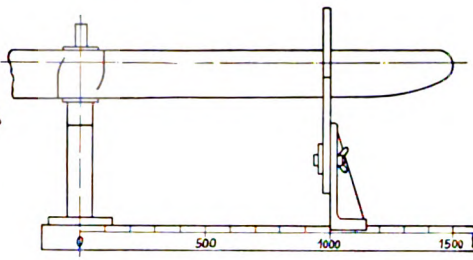


Fig. 51.

und wird überhaupt weniger genau. Bei verwundenen Flügeln entsteht noch das Bedürfnis, die einzelnen Profile nach einem gemeinsamen Achsensystem zu orientieren. Dann spannt man die Schraube mit der (irgendwie anzunehmenden) Flügelachse parallel auf eine Bank (Fig. 51) mit parallelgeführtem, schlittenartigen Befestigungsbock für die Schablonentafel, stellt den Bock in radialem Sinne auf den aufzunehmenden Querschnitt ein, schlägt die Tafel entsprechend an und kann nun zugleich mit der Profil-äquidistante leicht auch ein gemeinsames Achsenkreuz auf den Blättern anzeichnen. Man versteht leicht den Vorteil dieses Verfahrens, daß man auf rascheste Weise eine mechanisch genaue und dokumentarisch belegte Auf-

so gute Übereinstimmung mit den Bremsmomenten (auf ± 3 v. H. im hauptsächlichsten Bereich der Versuche), daß sich nachträgliche Berichtigungen erübrigen.

Seither wurden die Fehlergrenzen bzw. das Meßbereich durch wesentliche Verbesserungen an diesem Apparat noch weiter verbessert. Es kam besonders darauf an, bei sehr kleinen Drehkräften und bei hohen Umlaufzahlen noch sicher genug messen zu können. Das ist wichtig, weil der Charakter der M- und C-Kurven usw. sehr durch die Verhältnisse bei ganz flachen Flügelstellungen bedingt wird, wo man auf hohe Umlaufzahlen gehen muß, um einigermaßen meßbare Axialschübe zu bekommen. Die Drehmomente erreichen dabei oft kaum einige Hundertel der Größe, für die unsere Versuchsmaschine ursprünglich bemessen ist (160 mkg); dann spielen schon die Lagerreibungen eine erhebliche Rolle. Wir haben es neuerdings möglich gemacht, sie dadurch größtenteils auszuschalten, daß wir die äußere, für gegenläufigen Antrieb vorgesehene Schraubenwelle, in der die gewöhnlich benutzte Versuchswelle zweimal gelagert ist, gleichsinnig und gleichschnell mit dieser, jedoch unmittelbar für sich angetrieben mitlaufen lassen.

Über die Ausdehnung der Versuche ist zu bemerken, daß wir uns auf das für den eigentlichen Betrieb von Schrauben allein in Frage kommende Bereich der Anstellwinkel α bis etwa höchstens 15 oder 20° hätten beschränken können, wenn es nicht wegen des ersten Anlaufes von Flugmaschinen von großem Interesse wäre, auch die Leistungsverhältnisse von Schrauben mit hoher Steigung, bevor sie eine axiale Fortschrittschwindigkeit erlangt haben, näher kennen zu lernen. Anderseits haben wir grundsätzlichen Wert darauf gelegt, stets auch die neutrale Winkelstellung zu ermitteln, bei der die Schraube in keiner Richtung einen axialen Schub entwickelt.

Wir lassen nun die Zusammenstellung den Maßaufnahmen folgen. Die Kantenwinkel δ und ϵ sind darin doppelt angegeben: nach der ursprünglichen und nach der neuen Maßaufnahme mittels obigen neuen Verfahrens.

Flügelserie k o k. Maßaufnahmen.

Nr.	1	2	3	4	5	6
Breite B mm	401	400	399	401	400	400
Saugseite { Höhe H	12,5	18,4	25,5	32,3	39,1	45,8
	Kantenwinkel ϵ . . . Grad	7,2	10,5	15,0	18,3	22,1
desgl. neue Messg. . .	6,35	9,5	11,2	15,5	19,8	21,5
Größte Dicke S mm	12,5	12,4	13,5	12,1	12,8	13,3
Druckseite { Wölbungspfeil T . . .	0	5,5	11,0	20,0	26,2	32,8
	Kantenwinkel δ . . . Grad	0	3,4	6,4	11,5	18,5
desgl. neue Messg. . .	0	2,6	4,4	9,0	12,6	15,4
Spitzenwinkel $\epsilon - \delta$ (neue Messg.) .	6,35	6,9	6,8	6,5	7,2	6,1
Wölbungsverhältnis $\frac{B}{T}$	∞	70	37	20	15,5	12,1
Kantendicke $S_e \cong S_a$ mm	0,2	1,2	1,5	1,0	0,5	1,0

nahme erhält, ohne Zahlen ablesen, aufschreiben und übertragen zu müssen.

Die Genauigkeit der Messungen an sich betreffend, müssen wir im Anschluß an frühere Mitteilungen kurz bemerken, daß die Unsicherheit über die absolute Höhe der gemessenen Drehmomente inzwischen behoben ist. Die damals angenommenen Maßstäbe für das neue, hydraulische Dynamometer waren nach theoretischer Berechnung und nach Vergleichen mit dem ursprünglich vorhandenen, in vieler Hinsicht ausgezeichneten, aber für die Versuche selbst nicht brauchbaren optischen Torsionsdynamometer ausgemittelt. Sie wurden nun durch unmittelbares Abbremsen der Schraubenwelle selbst an Ort und Stelle nachgeprüft, und sie ergaben eine

(Mittelwerte aus 6 bis 10 aufgemessenen Profilen bei jedem Flügelpaar.) Die zuerst stehenden und bei den Darstellungen (Fig. 67 bis 71) noch benutzten Winkel entsprechen ziemlich genau den Kreisbögen mit den betreffenden Pfeilhöhen. Erst das neue Verfahren ließ erkennen, daß sich die Bleche nach den Kanten hin etwas mehr abflachten, daß also die beabsichtigten Kreisbögen dort etwas parabolisch geraten waren. Diese sorgfältige Feststellung erweist sich späterhin von Wichtigkeit.

Diese Flügelserie ist mit »k o k« bezeichnet (kreisbogenförmige Druckseite, vorderer Abrundungsdurchmesser $\infty 0$, kreisbogenförmige Saugseite).

Daran haben wir sogleich noch eine weitere Serie »e o k« angeschlossen, bei welcher die Druckseite eben

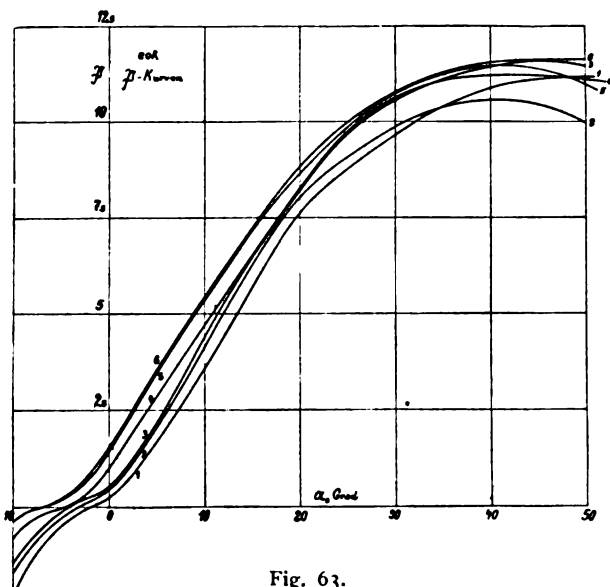


Fig. 63.

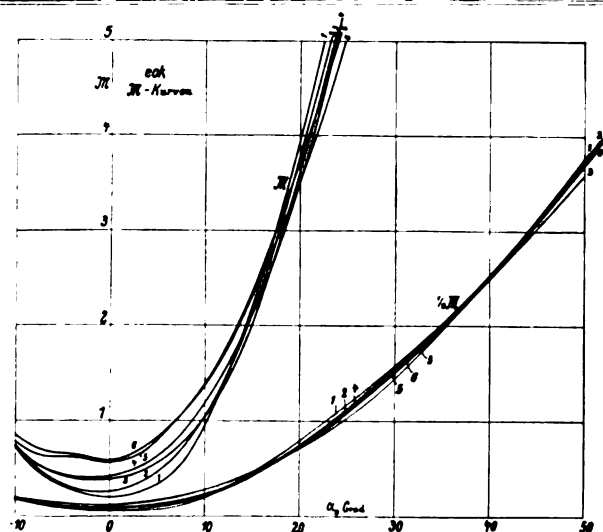


Fig. 64.

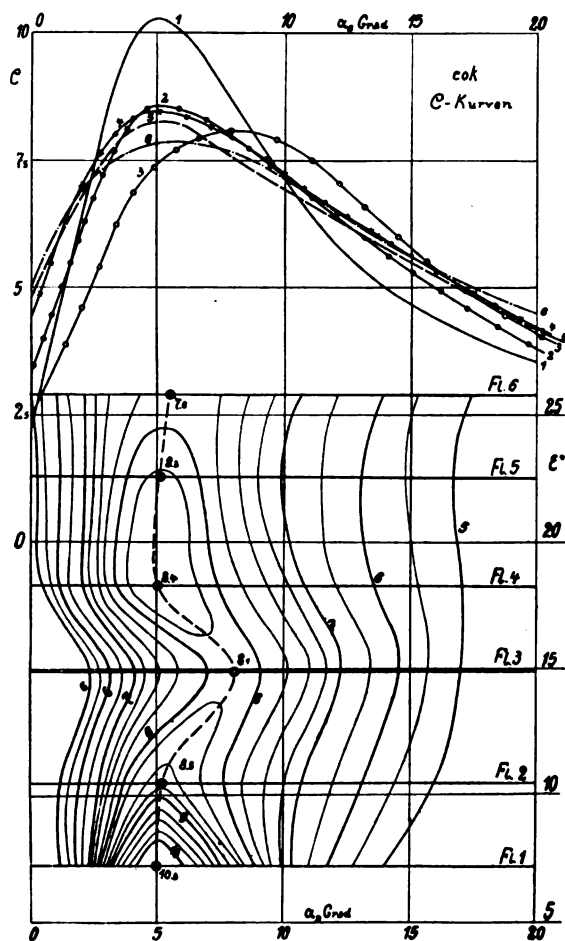


Fig. 67.

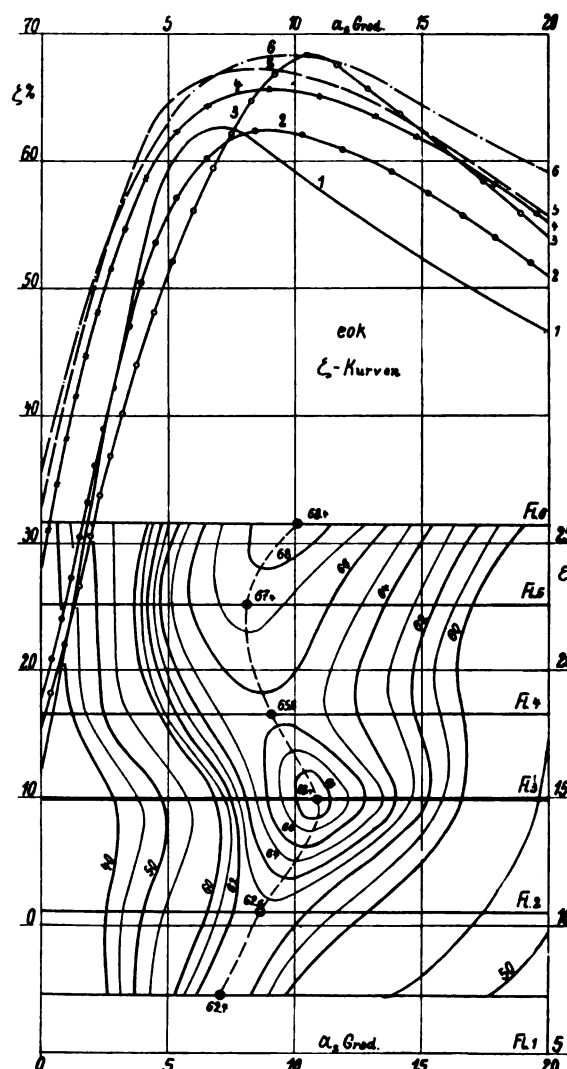


Fig. 68.

durch eine glatte Blechverkleidung auf untergelegten Füllhölzern überdeckt ist. Sonst sind die Formen unverändert, also mit obiger Zusammenstellung schon vollständig beschrieben. S ist gleich H geworden, T und δ sind = null. Die Kanten haben sich zum Teil um eine Kleinigkeit verschlechtert, da das ebene Druckseitenblech nicht immer so glatt, wie erwünscht, in der Wölbung anlag. Die Vergrößerungen der Dicke an den Kanten liegen aber innerhalb des Dickenmaßes dieses Bleches (0,5 mm). Klaffende Kanten wurden sorgfältig ver-

mieden und nötigenfalls durch leichte Nietung oder Lötung beseitigt.

Die an sich schon ebene, flachste Form Nr. 1 gehört beiden Serien an.

Je zwei zusammengehörige Formen der Serien eok und kok stellen Grenzfälle weiterer Serien dar, bei denen bei gleicher Saugseitenwölbung die Wölbungstiefe der Druckseite zu variieren wäre. Wahrscheinlich, allerdings nicht ganz sicher, würden sich die Leistungsverhältnisse dieser Zwischenformen innerhalb der Grenzfälle halten.

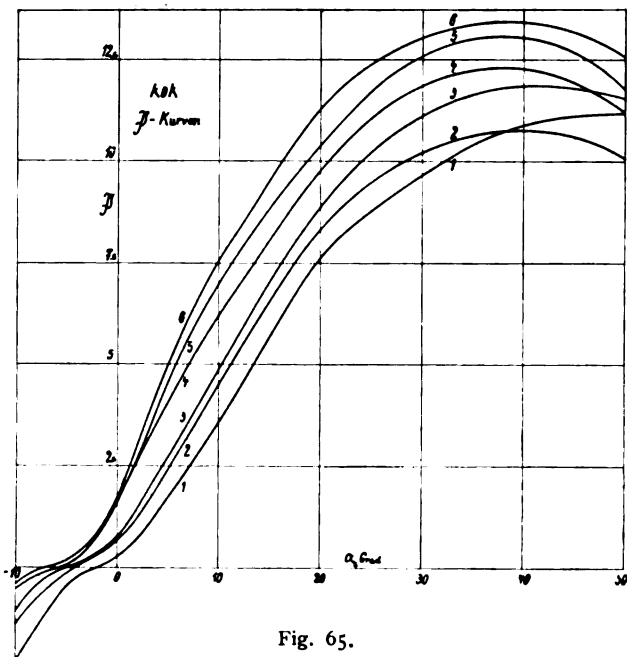


Fig. 65.

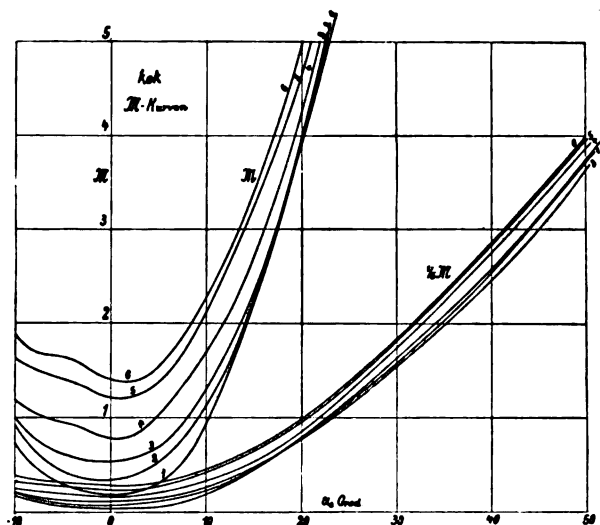


Fig. 66.

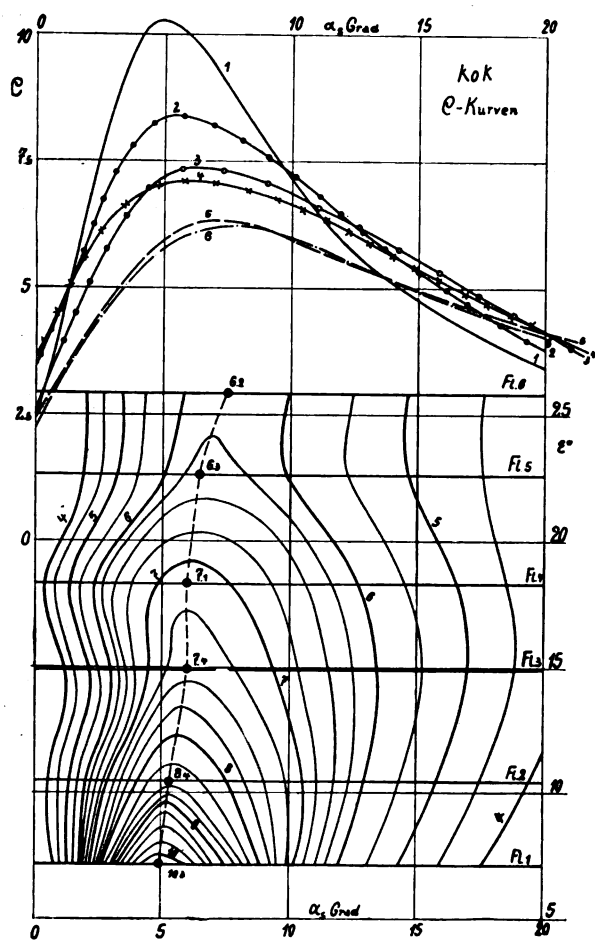


Fig. 69.

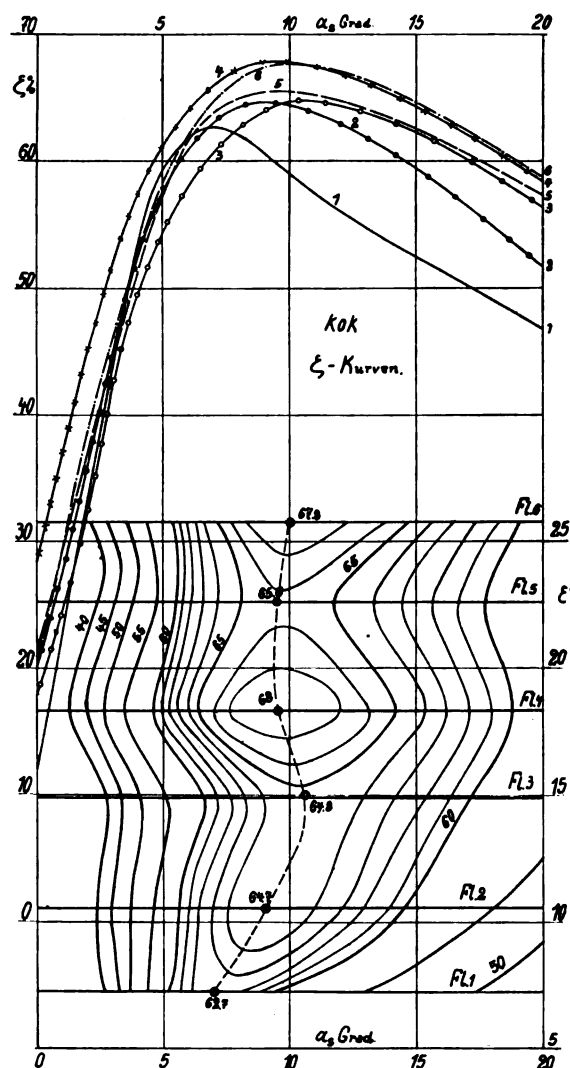


Fig. 70.

Einige Stichproben werden darüber hinreichenden Aufschluß geben.

In den (hier aus Raummangel fortgelassenen) Fig. 52 bis 62 sind die β - und \mathcal{M} -Kurven dieser elf Flügelformen wiedergegeben. Infolge der verbesserten Messungen bilden die Versuchspunkte fast immer von selbst glatte Linien, soweit sich nicht, wie meist bei den steileren Winkel-

stellungen, aerodynamische Unstetigkeiten¹⁾ geltend machen. Nennenswerte Interpolationen brauchten also bei diesen Kurven nicht mehr vorgenommen zu werden. Es sind, wie immer, sämtliche überhaupt ausgewerteten Versuchspunkte aufgenommen, und es ist daran zu erinnern, daß

¹⁾ Vgl. d. Ztschr. 1910, Nr. 16, S. 207 und Nr. 23, Fig. 24 u. a.

jeder Punkt immer schon eine Folge von acht bis zehn und mehr Messungen bei verschiedenen Umlaufzahlen repräsentiert.

Abweichungen von dem quadratischen Gesetz, nach welchem die P und M mit den Winkelgeschwindigkeiten anwachsen, und welches die Zusammenfassung der Einzelmessungen in den Größen \mathfrak{P} und \mathfrak{M} erst ermöglicht, sind bis zu den höchsten Umlaufzahlen auch jetzt niemals vorgekommen. Das ist besonders hervorzuheben gegenüber dem von vielen praktischen Flugtechnikern gehegten Mißtrauen gegen die Gültigkeit dieses Gesetzes. Es kann nicht wohl eingewandt werden, daß die vergleichsweise niedrigen Umlaufzahlen bei unseren Versuchen einen erheblichen Unterschied veranlassen. Wir erreichen (mit n bis zu 600) allerdings nur die Hälfte der praktisch meist gebräuchlichen Umlaufzahlen; aber unsere Schrauben sind im Durchmesser fast doppelt so groß als die üblichen, und wir erreichen Umfangsgeschwindigkeiten von über 110 m/sek., die auch praktisch meist nicht viel übertroffen werden. In der Tat besteht auch, wie schon öfters dargelegt, kein ersichtlicher physikalischer Grund, aus dem im Bereiche solcher Geschwindigkeiten, die noch weit von der Geschwindigkeit des Schalles entfernt sind, Abweichungen von praktischem Belang eintreten sollten. Stärkere Abweichungen könnten nur Deformationen der Schraubenflügel im Gange zugeschrieben werden, falls sie nicht auf Täuschungen beruhen, die bei solchen Beobachtungen in der flugtechnischen Praxis leicht entstehen können, wo man wohl fast immer auf den mutmaßlichen Leistungen eines Explosionsmotors bei den verschiedenen Umlaufzahlen zu fußen hat, und wo die Umstände überhaupt zur Erlangung einigermaßen zutreffender Zahlen wenig günstig sind.

Eine Durchsicht unserer ursprünglichen P - und M -Diagramme würde weiter von der sehr genauen Gültigkeit dieses Gesetzes überzeugen. Die P und M in Funktion von n^2 dargestellt, liefern ausnahmslos ganz gerade Linien, die durch den Nullpunkt gehen. Es ist unmöglich, diese nach vielen Hunderten zählenden Diagramme abzdrukken. Einige Beispiele haben wir früher gegeben.¹⁾

Dagegen möchten wir auf Wiedergabe der Versuchspunkte in den \mathfrak{P} - und \mathfrak{M} -Kurven nicht verzichten, um zu weiterer Bearbeitung die Möglichkeit zu lassen.²⁾ In den Zusammenstellungen dieser Kurven Fig. 63 bis 66 häufen sie sich stellenweise so, daß es unmöglich war, die Versuchspunkte darin einzutragen.

Obwohl die \mathfrak{P} - und \mathfrak{M} -Kurven einzeln durchaus gesichert sind, liefern die Zusammenstellungen kein so regelmäßiges Bild, wie man es bei der ziemlich gleichmäßigen Abstufung der Wölbungen erwarten sollte. Bestimmte Zusammenhänge mit den kleinen Unregelmäßigkeiten der Flügelform waren kaum zu entdecken, solange die neuen, genaueren Maßaufnahmen nicht vorlagen. Nach diesen erst können wir die eigentümlichen Verschiebungen innerhalb der Kurvensysteme im wesentlichen auf die Abweichungen der Kantenwinkel von den beabsichtigten Kreisbogenformen zurückführen. Nur das besonders von den übrigen abweichende Verhalten der Form Nr. 3 dürfte teilweise der Unsymmetrie dieser Form mit der Form zur Last fallen, die wir deshalb genau angegeben haben. Es handelt sich weniger um eine allgemeine Verbesserung oder Verschlechterung der Leistungszahlen, als um eine Verschiebung der Winkelstellungen, bei denen entsprechende Leistungen eintreten.

Davon abgesehen erkennt man deutlich, daß nicht sowohl die Abstufung in den Wölbungstiefen, als viel-

mehr die Unterschiede der Kantenwinkel für die Kraftwirkungen maßgebend sind. Besonders fällt auf, wie die Flügel Nr. 5 und 6, und ähnlich auch Nr. 2 und 3 in den \mathfrak{P} - und \mathfrak{M} -Kurven beider Serien nahe einandrerrücken, offenbar weil der Unterschied ihrer Kantenwinkel geringer ist, als es nach den Wölbungsmaßen sein sollte (vgl. obige Tafel). Beabsichtigt war, den Wölbungsstufen entsprechend, eine Zunahme von ϵ um je etwa $3,5^\circ$ zwischen aufeinanderfolgenden Profilen. Zwischen Nr. 5 und 6 beträgt die Zunahme aber nur $1,7^\circ$ und ebensoviel zwischen 2 und 3. Die anderen Zwischenräume sind dafür entsprechend größer ausgefallen. Es kommt also unverkennbar (und aus naheliegendem Grunde) hier, gerade wie bei Turbinenschaukeln u. dgl., vor allem auf die Kantenwinkel der Wölbungen an, die sich in der üblichen Angabe des Wölbungsmaßes nur ungenau ausdrücken. So erklären sich die meisten der in den Kurvensystemen bemerkbaren Unregelmäßigkeiten, und ihre systematische Bearbeitung hat hiervon auszugehen.

Zunächst kommt es nur aber auf die vergleichsmäßige Höhe der Kraft- und Flächenausnutzung an, die wir mit diesen Flügeln erzielen konnten.

Die allgemeine Vergleichsgröße der Flächenausnutzung \mathfrak{p} haben wir, wie früher, nicht besonders dargestellt, da sie den Größen \mathfrak{P} proportional ist und bequem aus den \mathfrak{P} -Kurven abgelesen werden kann.

Die Vergleichsgröße der Kraftausnutzung $C (= \frac{\mathfrak{P}}{\mathfrak{M}} \cdot R)$ und den Gütegrad ζ

$$\zeta = \frac{\mathfrak{p} \cdot C^2}{2\mu \cdot \pi} \left(\frac{0,3}{\epsilon} \right)^2$$

stellen wir dagegen für beide Versuchsreihen in Kurven als Funktion des Anstellwinkels dar (Fig. 67 bis 70), und fügen zur leichteren Übersicht noch Niveaulinienpläne der Flächen hinzu, welche durch die gleichzeitige Variation des Anstellwinkels und des Wölbungsmaßes entstehen. In diesen Plänen stellen sich die ζ und C als Höhenrücken dar, deren die Höchstwerte verbindender Grat gestrichelt eingezeichnet ist.

Schließlich sind in Fig. 71 noch die Höchstwerte des Gütegrades und die zugehörigen Werte von C und \mathfrak{p} für beide Serien zusammengestellt (ausgezogene Linien), außerdem sind noch die absoluten Höchstwerte von C eingetragen (gestrichelte Linien), die mit denen von ζ natürlich nicht bei gleichem α zusammenfallen können. Die Kurven für C_{max} und ζ_{max} bilden die Seitenprojektion der Höhenrücken von Fig. 67 bis 70.

Wir heben einige Gesichtspunkte kurz hervor, die zur Beurteilung dieser Formen wesentlich scheinen.

Die höchste Kraftausnutzung C gibt die flachste Form 1. Mit zunehmender Wölbung sinken die C anfangs rasch, dann bleiben sie aber, besonders bei den einseitig ebenen Formen auf ein längeres Stück annähernd gleichhoch. Gegen Ende des Versuchsbereiches beginnen die C wieder stärker zu sinken. Die vorübergehende Absenkung bei $\epsilon = 15^\circ$ ist wohl dem abweichenden Verhalten der Form 3 zuzuschreiben, das in Fig. 67 besonders ins Auge fällt, aber auch in den anderen Niveaulinien deutlich zu sehen ist. Wir haben darauf verzichtet, diese und andere Unregelmäßigkeiten durch naheliegende Interpolation auszugleichen, weil die starke Empfindlichkeit der Wirkungen bei geringfügig scheinenden Formunterschieden an sich nicht ohne Interesse ist, und weil bei der Zahl von sechs Formen in jeder Serie, auf die wir uns beschränken mußten, die Interpolation auch nicht sicher genug wäre. Ausführlichere Untersuchungen werden geboten sein bei einer Serie, die auf besonders hohe Leistungszahlen hinweist. Da wir bei vorne abgerundeten Formen schon höhere ζ

¹⁾ Fig. 11 und 25 in Nr. 16 d. Ztschr. 1910.

²⁾ Sie sind im demnächst erscheinenden Sonderabdruck dieser Mitteilungen zu finden.

getroffen haben, als sie hier überhaupt vorkommen, so hat es einstweilen keinen Zweck, allzuviel Zeit und Kosten auf die Sichelprofile zu verwenden.

Die höchsten Gütegrade sind bei beiden Serien nicht wesentlich voneinander verschieden. Die doppelt gewölbten Formen gewinnen an Flächenausnutzung entsprechend mehr, wie sie an Kraftausnutzung stärker verlieren. Den wechselweisen Schwankungen der ζ_{max} (Fig. 71) um einige Hundertstel wird keine besondere Bedeutung beizumessen sein. Es sind nur die verschiedenen Ungenauigkeiten, die sich in eigentümlicher Weise summiert haben; auch in den Niveauplänen, Fig. 68 und 70, wo die Linien von $\zeta = 0,60$ an in Abständen von 1 v. H. gezogen sind, fallen sie stärker ins Auge, als sie füglich von Belang sind. Der Winkelabweichung von Form 3 steht hier eine entgegengesetzte bei Form 5 gegenüber; diese hat, ähnlich wie Form 1 besonders scharfe Kanten; Nr. 3 ist dagegen besonders stumpf. Man könnte also aus der in beiden Serien gleichartigen Schwankung der Lage von ζ_{max} zwischen $\alpha = 7$ und 11° einen Einfluß der Kantenschärfe herauslesen, den man sich so allerdings schwer erklären kann.¹⁾

Von diesen Einzelheiten abgesehen, ist der bedeutende Einfluß der Wölbungen aus den Kurvensystemen klar zu erkennen. Er besteht in kräftiger Steigerung der Flächenausnutzung gegen gewisse Einbuße an Kraftausnutzung. Die beiderseitigen Wölbungen der Formen *k o k* summieren sich gewissermaßen in dieser Wirkung.

Es scheint, besonders bei den einseitig ebenen Formen, nicht zu schwierig zu sein und wird versucht werden, die Zusammenhänge mit leidlicher Annäherung in Formeln zu kleiden. Einstweilen können wir schon folgende Schlüsse ziehen:

1. Um einen bestimmten Schraubendruck mit geringstem Arbeitsaufwand zu erzielen, hat man möglichst flache Profile zu nehmen. Mit Schrauben, die unserer Form 1 geometrisch ähnlich sind, also bei einem Kantenwinkel von $\epsilon = 6^\circ$ oder einem Wölbungsverhältnis der Saugseite von $B : H = 400 : 12,5 = 32$ und $\alpha = 5^\circ$ erreicht man $C = 10,3$, d. h. 10,3 kg/PS bei $u = 75$ m/sek. Umfangsgeschwindigkeit an den Flügelspitzen.²⁾ Eine Schraube von 2 m Durchmesser macht dabei z. B. $n = 716$ Umdr. p. Min. Bei anderer Umfangsgeschwindigkeit (u_1) werden $10,3 \cdot \frac{75}{u_1}$ kg/PS geleistet. Solche

Schrauben bester Kraftausnutzung verlangen aber große Durchmesser, denn die Flächenausnutzung ist klein; nämlich bei C_{max} der Form 1 nur $p = 0,164$, wie man aus Fig. 63 oder 65 bei $\alpha = 5^\circ$ mit $p = \frac{1}{6} : R^4 = 0,0964$ entnehmen kann.

2. Ist man im Durchmesser beschränkt, so hat man zunächst den Anstellwinkel zu steigern, bis ζ_{max} erreicht ist; bei $\alpha = 7^\circ$ ist p bereits auf 0,24 oder fast um die Hälfte gestiegen, während C nur auf 9,4 oder um 9 v. H. gesunken ist.

3. Reicht diese Flächenausnutzung noch nicht hin, so hat man sie, um möglichst wenig an Kraftausnutzung zu opfern, weiter durch verstärkte Wölbungen zu steigern, und dabei die Anstellwinkel innezuhalten, die ein ζ_{max} ergeben. Denn bei ζ_{max} ist nicht nur das darin steckende

Produkt $p \cdot C^2$ möglichst hoch, sondern überhaupt jede multiplikatorische oder auch additive Kombination von Flächen- und Kraftausnutzung. Und wenn sich jemand auch nicht für den Gütegradsbegriff interessieren sollte, der die wirkliche Kraftentfaltung am Maßstab der in jedem Falle theoretisch höchsterreichbaren mißt, so muß er doch darnach trachten, irgendeine Summe oder ein Produkt von p und C möglichst hoch zu machen. Er muß also zu hohe Anstellwinkel möglichst vermeiden und ein hohes p , wie es die Praxis gewöhnlich fordert, lieber durch kräftige Wölbungen anstreben. Und zwar begnügt man sich zunächst mit einseitiger Wölbung nur auf der Saugseite; denn dabei erhält man bedeutend bequemer herstellbare Flügelformen bei gleich guter (oder anscheinend sogar noch um eine Kleinigkeit besserer) Gesamtwirkung, wie bei doppelt gewölbten und daher unbequem dünnen Formen.

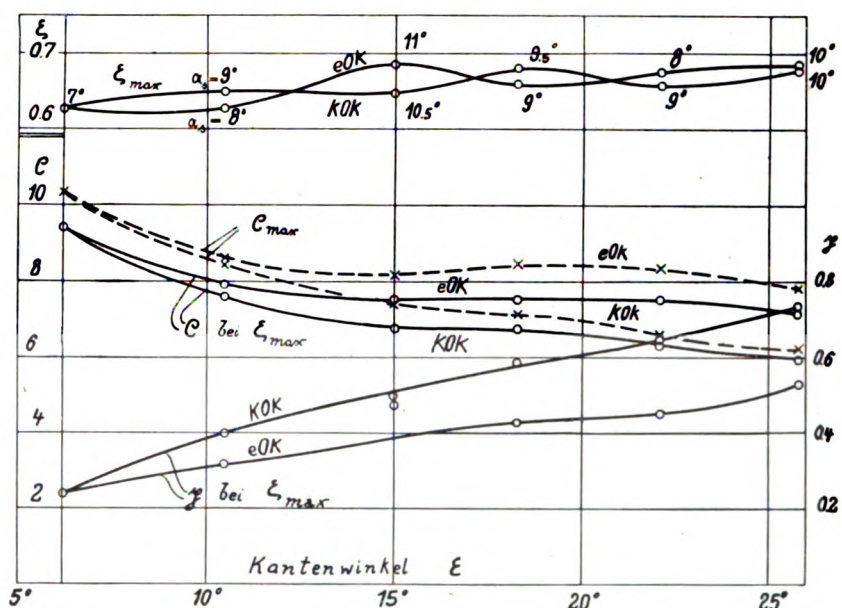


Fig. 71.

4. Erst wenn man bei $\epsilon = 26^\circ$ (oder vielleicht noch etwas weiter hinaus) die Grenze der günstigen ζ erreicht hat, greift man, wenn es noch nötig ist, zu gleichzeitiger Wölbung auch auf der Druckseite.

Einige Beispiele mögen schließlich noch die Verhältnisse beleuchten und zugleich die Anwendung unserer Rechnungsgrößen für praktische Aufgaben zeigen. Beim Vergleich der Zahlen mit den gebräuchlichen Schrauben ist aber zu beachten, daß wir es hier nicht mit vollständigen Schrauben, sondern gewissermaßen mit Schraubenflügel-elementen zu tun haben, die auf manche, im wirklichen Gebrauch selbstverständliche Verbesserungen aus früher erörterten Gründen absichtlich noch verzichtet haben.

Es sollen 100 kg Schraubendruck erzeugt werden; wir berechnen den erforderlichen Radius R der Schrauben, die entsprechende Kraftausnutzung $P : N$ in kg/PS und die demgemäß aufzuwendende Leistung in PS; und zwar nehmen wir drei Fälle: 1. den Fall bester Kraftausnutzung, 2. und 3. die Fälle bester Gesamtwirkung (ζ_{max}) bei einfach und doppelt gewölbten Flügeln mit $\epsilon = 25^\circ$ Kantenwinkel. Wir brauchen nur die Werte C und p unseren Kurven an der betreffenden Stelle zu entnehmen (bzw. $p = 0,0964$ auszurechnen), müssen uns aber über die anzuwendende Umfangsgeschwindigkeit u klar sein. Wir nehmen einmal die mäßige Umfangsgeschwindigkeit $u = 75$ m/sek., bei der die Kraftausnutzung $P : N$ ohne weiteres gleich der

¹⁾ Besondere Versuche haben seither gezeigt, daß die Kantendicke nur überraschend wenig Einfluß hat.

²⁾ Vgl. d. Ztschr. 1910, Nr. 23, S. 297.

entsprechenden Vergleichszahl C ist; fügen aber noch die den heutigen praktischen Verhältnissen mehr angepaßte Umfangsgeschwindigkeit $u = 125$ m/sek. hinzu. Es ergibt sich folgende Übersicht:

Saug- seite	Druck- seite	C	ν	R in m und N in PS, für $P = 100$ kg					
				bei $u = 75$ m/sek.			$u = 125$ m/sek.		
ϵ°	$B:H$	δ	$B:T$	R	$\frac{P}{N}$	N	R	$\frac{P}{N}$	N
6°	32	0°	∞	10,3	0,164	3,44	10,3	9,7	2,06
25°	9	0°	∞	7,1	0,50	1,97	14	1,18	4,25
25°	9	18°	12,7	6,0	0,71	1,65	6,0	16,5	3,6
									28

Zur Berechnung von R hatten wir

$$\frac{P}{F} = \frac{0,09}{\pi^3} \nu \cdot u^2,$$

$$\text{woraus mit } F = R^2 \pi \quad R = \frac{10,47}{u} \sqrt{\frac{P}{\nu}}.$$

$$N \text{ folgt aus } \frac{P}{N} = C \frac{75}{u}.$$

Der erforderliche Schraubendurchmesser beträgt also bei flachster Profilform mit höchster Kraftausnutzung rd. 7 m. Um ihn auf 2 m herabzusetzen, müssen wir also die Antriebsleistung an der Schraubenwelle von rd. 10 auf 28 PS erhöhen. Wahrscheinlich kann man das ohne unnötige Verluste ganz mit einseitig ebenen Schrauben erreichen; innerhalb des Versuchsbereiches allerdings nur bis auf etwa 2,3 m Durchmesser.

Dieser starke Einfluß der einseitigen Saugseitenwölbung ist besonders zu betonen, weil man bisher fast immer die Wölbung der Druckseite als den ausschlaggebenden Faktor behandelt.

Die Praxis begnügt sich heute mit viel geringerer Kraftausnutzung, verlangt aber bei kleinem Schraubendurchmesser viel größere Kräfte, also höhere Flächenausnutzung, als wir sie bei unseren Versuchsflügeln im Bereich der ξ_{\max} vorgefunden haben. Um einen Anhalt für die Größen zu geben, die unsere Vergleichszahlen dementsprechend annehmen müßten, mögen noch die in dem soeben erschienenen Bande der Denkschrift der ILA von P. Béjeuhr bzw. C. Eberhardt veröffentlichten Ergebnisse des vom preußischen Kriegsministerium ausgeschriebenen Luftschraubenwettbewerbs daraufhin nachgerechnet werden. Die Hauptabmessungen, die endgültigen Versuchswerte und die entsprechenden Werte unserer Vergleichszahlen sind für die besten der zur Prüfung gelangten Schrauben in folgendem zusammengestellt:

Schraube von	Durch- messer m	Steigung m	$B:T$ ca.	P kg	M mkg	n	ν	C	ξ %
Ruthenberg 4 fl.	5,0	4,0	∞	300	189,5	212	1,71	3,96	68,2
Rettig . . . 4 fl.	5,0	4,0	16	300	194,5	200	1,92	3,86	69,7
Reißner . . 2 fl.	2,1	1,2	25	150	28,9	978	1,29	5,45	76,9
Groß . . . 2 fl.	2,26	1,3	25	150	31,1	835	1,32	5,45	77,8
Ruthenberg 4 fl.	3,0	2,64	∞	150	63	389	1,96	3,58	66,7

Wie weit sich die z. T. bemerkenswerte Höhe der erreichten ξ einfach dadurch erklärt, daß hier vollständige Schrauben vorliegen, im Gegensatz zu unseren Elementarflügeln, entzieht sich vorerst der Abschätzung. Wesentlich ist, daß sie bei so hohen Steigungen bzw. Anstellwinkeln und dadurch hoch getriebenen Werten von ν noch erreicht wurden. Vermutlich liegen sie schon im Bereich der abfallenden ξ .

Leider fehlen auch in dieser Veröffentlichung, die sonst über die Versuche und die Schraubenkonstruktionen

recht vollständigen Aufschluß gibt, gerade die Angaben über die Saugseitenformen, so daß man die Verhältnisse nicht vollständig beurteilen kann.

Ich möchte an dieser Stelle nicht unterlassen, meinen Mitarbeitern, besonders Herrn Dipl.-Ing. K. Schmid für die ausdauernde Sorgfalt bei der Aufnahme und Verarbeitung dieser Versuchsergebnisse herzlich zu danken.

(Fortsetzung folgt.)

Technische Rückblicke auf den deutschen Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein.

Von Paul Béjeuhr, Frankfurt a. M. (Mit Tafel VI.)

Über die Zwecke und Ziele dieser Veranstaltung konnte ich schon in Heft 9 dies. Ztschr. S. 121 ff. berichten; der Verlauf des Fluges selbst ist wohl aus der Tagespresse zur Genüge bekannt, also möchte ich mich an dieser Stelle lediglich darauf beschränken, vorläufig das wirklich Erreichte in großen Zügen zu besprechen, indem ich das letzte Wort gern der Denkschrift überlasse, die von der Oberleitung über diesen Flug herausgegeben werden soll. Ich möchte jedoch schon jetzt besonders auf diese letztere hinweisen, da ich es für sehr nützlich und dankenswert halte, wenn über solche größere Flugveranstaltungen später Schriften von autorisierter Seite herausgegeben werden, welche die umfangreichen Erfahrungen festlegen, so daß sie auch weiteren Flügen zugute kommen und diese nicht etwa in dieselben Fehler verfallen.

Zunächst ein paar Worte über die Organisation, die zum Verständnis des Späteren notwendig sind. Wenn wir uns vor Augen halten, daß es sich bei diesem Zuverlässigkeitsfluge um eine Veranstaltung handelte, die eigentlich keine Vorgänge hatte, so müssen wir der Gesamtorganisation ein uneingeschränktes Lob aussprechen. Man war von vornherein von der Voraussetzung ausgegangen, daß alle Vorbereitungen — und es waren deren viele — mit Beginn des Fluges abgeschlossen sein müßten, daß also die ganze Maschinerie, wenn ich so sagen darf, ein fertiges Ganzes darstellen müßte, das dann nur noch mechanisch seine Funktionen verrichten würde, lediglich durch kurze Direktiven geleitet. Das hat sich durchaus bewährt. Der Gesamtmechanismus rollte sich ohne merkliche Eingriffe der Oberleitung ab und gab allen Teilnehmern ein gewisses Gefühl der Sicherheit, das für eine solche Veranstaltung unumgänglich notwendig ist. So mag z. B. die Unterbringung der Flugzeuge an allen Etappenorten stets unter Schutz von Feuerlöschapparaten, welche letztere auch einmal kurz in Tätigkeit treten mußten, als etwas Selbstverständliches erscheinen, soll sie dagegen wie hier mit erschwinglichen Mitteln durchgeführt werden, so ist eine mehrmalige Benutzung desselben Zeltes notwendig, wodurch sofort eine erhebliche Komplikation der ganzen Anordnung eintritt. Des weiteren müssen die Flieger auf allen Landungsplätzen die Möglichkeit haben, ihre Betriebsmittelbestände zu ergänzen, so daß die den verschiedenen Wünschen entsprechenden Öle und Benzine ebenfalls vorrätig gehalten werden müssen. Ein anderer sehr wichtiger Punkt ist die Markierung der Flugstrecke, die den Flieger in die Lage versetzen soll, ohne besondere Hilfsmittel den rechten Weg einzuhalten. Zu diesem Zweck wurde erstmal jeder Landungsplatz durch ein Tandemgespann von Fesselballonen in 50/70 m Höhe gekennzeichnet und zwar durch zwei Continental-Ballone von 2,4 m Durchmesser, deren Fesselschnur durch kleine Wimpel kenntlich gemacht war; ergeben sich auf der Flugbahn irgendwelche Geländeschwierigkeiten, die einen Knick in der Flugrichtung notwendig machten, so diente ein einzelner Fesselballon als Anzeichen für diesen Knick. Weiter ausgebaut wurde diese Markierung noch durch eine fortlaufende Zahlenreihe, deren etwa mannsgroße Ziffern in weißer Schrift auf schwarzem Grund auf die Dächer einzelner Bahnhofsgebäude aufgemalt waren, die in der Nähe der Flugstrecke lagen. Diese letztere Orientierungsmöglichkeit ist erst durch das bereitwillige Entgegenkommen der verschiedenen Eisenbahnbehörden möglich geworden. Vor Beginn eines Etappenfluges wurde mit den einzelnen Fliegern an Hand der Generalstabskarten

(1:100 000), welche auch im Besitz derselben waren, die nächste Flugstrecke genau durchgesprochen und nur hierdurch ist es möglich geworden, ohne erhebliches Verfliegen die Führer durch ein ihnen zum Teil ganz fremdes Gebiet zu bringen. Wenn dieses Verfliegen trotzdem (es sei noch an die gute natürliche Orientierung durch die Gebirgsketten und den Rhein erinnert) vorgekommen ist, so liegt dies einerseits daran, daß wegen der ungünstigen Witterung entweder in frühen Morgenstunden oder erst nach Sonnenuntergang geflogen wurde, so daß die dunstige Luft alle Vorbereitungen vereitelte, während andererseits die Notwendigkeit daraus erhellt, ein verlässliches Navigationsinstrument zu schaffen, das bei einmal richtig am Abflugsplatz eingestelltem Kurs auch bei wechselnder Windrichtung ein genaues Kurshalten ermöglicht.

Ferner mußte dafür Sorge getragen werden, daß die Flieger durch Automobilverfolgung auf der Strecke Hilfe erhalten konnten. Dieser Autodienst zog eine Menge Maßnahmen nach sich, an die zuerst eigentlich nicht gedacht war. Wenn man sich auch von Anfang an klar darüber war, daß bei den jetzigen Eigengeschwindigkeiten der Flugmaschinen eine Verfolgung im eigentlichen Sinne durch Automobile nicht möglich sein würde, so wurde doch mit Erfolg bei den maßgebenden Behörden die Erlaubnis einer erhöhten Fahrgeschwindigkeit für die Kraftwagen der Leitung nachgesucht, die durch passende gelbe Wimpel kenntlich gemacht waren. Durch Aufsichtsbeamte und Polizeiorgane in den einzelnen Orten wurde die Strecke so frei gehalten, daß ohne Unfall große Geschwindigkeiten gefahren werden konnten. Es wurde nun stets eingerichtet, daß für jedes Flugzeug ein Auto etwas vorausfuhr, während das zweite erst nach dem glücklichen Start abgelassen wurde; auf diese Weise ist es gelungen, stets unmittelbar nach einer Notlandung eines der zugehörigen Autos beim Flugzeug zu haben, wodurch Reparaturen wesentlich erleichtert wurden. Natürlich mußte dieser Autodienst durch eine stete Telefonverbindung der einzelnen Landungsplätze einerseits und der Poststationen andererseits unterstützt werden; vor allen Dingen verdient aber das Vorgehen der einzelnen Bürgermeisterämter weitgehendste Beachtung und auch den wärmsten Dank. Es war nämlich in den meisten Orten angeordnet worden, daß an exponiert liegenden Plätzen vor den Gemeinden aus der Einwohnerschaft gebildete Vorposten aufgestellt wurden, die das Passieren der Flugzeuge genau registrierten und so den verfolgenden Autos sofort angeben konnten, wieviele Flieger und welche Nummern bereits vorbei waren. Erst dadurch war die Oberleitung stets in der Lage, event. am rechten Platz abzuschwenken und einem gelandeten Flugzeug zu Hilfe zu eilen.

Und nun die rein technischen Seiten des Zuverlässigkeitsfluges! — Zum Flug gemeldet hatten:

Nr.	Name	Flugzeug	Motor
1	Emil Jeannin	Aviatik-Zweidecker	100 PS-Argus
2	Charles Laemmlin	Aviatik-Zweidecker	50 PS-Argus
3	Raimund H. Eyring	Albatros-Zweidecker	50 PS-Gnôme
4	Ingenieur Brunhuber	Albatros-Zweidecker	70 PS-Gnôme
5	Dipl.-Ing. Carl Wilhelm Witterstätter	Euler-Zweidecker	50 PS-Gnôme
6	Hellmuth Hirth Stellvertreter: Bruno Jablonsky	Etrich-Rumpler-Eindecker	65 Ps-Österr. Daimler
7	Robert Thelen Stellvertreter: Rudolf Kiepert	Astra-Wright-Zweidecker	55 PS-N. A. G.
8	Bruno Werntgen	Dorner-Eindecker	40—42 PS-Koerting
9	August Euler	Euler-Zweidecker	70 PS-Gnôme
10	Ingenieur Otto Reichardt	Euler-Zweidecker	70 PS-Gnôme
11	Ingenieur Hans R. Krastel	Aër-Krastel-Eindecker	100 PS-Gnôme
12	Dr. jur. Joseph Hoos	Gefa-Eindecker	60 PS-Hilz

Daß es nur zwölf waren, lag wohl in erster Linie an den schweren Bedingungen, dann aber auch an dem gleichzeitig stattfindenden Sachsen-Rundflug; die Zahl unserer deutschen Flugzeugführer, die für derart große Überlandflüge geeignet sind, ist doch noch zu beschränkt, um gleichzeitig zwei so große Wettbewerbe durchführen zu können. Von diesen 12 Meldern erschienen am Start: Jeannin, Laemmlin, Brunhuber, Witterstätter, Hirth, Thelen, Werntgen und von diesen 7 Teilnehmern sind 3 in Frankfurt durchs Ziel gekommen, allerdings nur einer unter Erfüllung sämtlicher Bedingungen. Ich glaube wohl berechtigt zu sein, dieses Resultat als ein sehr gutes anzusprechen, und freue mich um so mehr, hervorheben zu können, daß es deutschem Material gelungen ist, diesen Qualitäts-Nachweis zu führen. Man halte einmal den ausländischen Reklameerfolgen folgende unverschleierte Tatsachen entgegen: von sieben Teilnehmern kommt nach sieben Tagesetappen von zusammen etwa 650 km (ungerechnet die vielen Schaulflüge) ein Flugzeug mit demselben Führer und Motor in vollständig tadelfreiem Zustand ohne größere Reparaturen durchs Ziel, ein zweites wird infolge momentaner Erkrankung des Führers nur durch einen Ersatzmann, sonst aber in gleichem Zustand durchs Ziel gesteuert, während endlich der dritte Führer lediglich durch einen Abflugsunfall seine Maschine einbüßte, wodurch er gezwungen wurde, einen Ersatzapparat (ebenfalls in einwandfreier Form) durchs Ziel zu bringen; — ich glaube, wir dürfen mit diesem Erfolg deutscher Flugzeugindustrie zufrieden sein! —

Es handelt sich bei den teilnehmenden Apparaten ja zum größten Teil um bekannte Ausführungen; ich kann mich daher auf einige Ergänzungen beschränken, die im Verein mit der Tabelle und den Abbildungen auf Tafel VI alles Wissenswerte angeben.

Das mit einem 100 PS Argus-Motor ausgerüstete Aviatik-Flugzeug von Jeannin stellt sich als eine Rennmaschine in des Wortes bestem Sinne dar (gewann es doch auf den kleinen Flugstrecken stets einige Minuten), ohne daß die Sicherheit der Bauart gelitten hat. Das untere Tragdeck ist zugunsten des oberen wesentlich verkleinert, so daß von einem Zweidecker kaum noch gesprochen werden kann. Diese Verlängerung des oberen Tragflügels kann, wie üblich, heruntergeklappt werden, wodurch die Unterbringung des Flugzeugs sehr vereinfacht wird. Bemerkenswert ist die vordere schuhförmige hölzerne Verkleidung vor dem Sitz und den Steuergestängen, die sicher einen erheblichen Gewinn an Eigengeschwindigkeit bedeutet, jedoch den Überblick nach unten etwas behindert. Für den Motor sowie die Sitze ist der untere Tragflügel durch den Unterzug eines Gitterträgers versteift, die Tragfläche ist durch Ansatz zweier unbeweglicher Hilfsflächen vergrößert. Der Kühler ist seitlich vom Motor, der Auspuffseite entgegen angeordnet. Das Gestell besteht in der üblichen Weise aus zwei Anlaufträgern auf einer Achse, während unter der Schwanzfläche eine Kufe angebracht ist. Das Seitensteuer ist in drei parallele Flächen aufgelöst, von denen die mittlere etwas vor den anderen zwischen den beiden Schwanzflächen eingebaut ist; die Betätigung erfolgt durch Fußhebel, wohingegen die an den äußersten Enden des oberen Tragflügels angeordneten Hilfsflügel und das Höhensteuer durch einen Handhebel bewegt werden. Die Tragflächen waren wunderbar straff gespannt und zur Verringerung der Luftreibung sowie zur Vermeidung der Dallenbildung mit Ballonfirnis bestrichen; dies erwies sich jedoch über dem Motor als nicht zweckmäßig, weil infolge der Hitze der Auspuffgase ein Abspringen des Lackes erfolgte, das wiederum ein leichtes Ankohlen nach sich zog. Im übrigen war die Maschine tadellos eingeflogen, so daß es doppelt bedauerlich war, daß sie beim Abflug auf dem Neuenburger Exerzierplatz durch Anfahren an einen halb bewachsenen und daher nicht kenntlichen Stein zerschellte. Jedenfalls wäre es grundfalsch, von diesem Unfall auf die Zuverlässigkeit des Apparates schließen zu wollen; den Anprall mit einem solchen Stein hätte wohl keine Maschine ausgehalten; die vorigen Leistungen von Jeannins Flugzeug berechtigten dagegen zu den schönsten Erwartungen. Der von ihm weiter benutzte zweite Apparat ist schon von der Fahrt Metz-Trier her bekannt; er zeigt die übliche Aviatikausführung, die vordere Verkleidung fehlt, der Kühler steht

in der Mitte zwischen Sitz und Motor, die Kufen am vorderen Gestell sind weitausladend gebaut; der obere Tragflügel ist gegenüber dem unteren vergrößert, allerdings weniger als beim Rennapparat (Fig. 13—17, Tafel VI).

Das Flugzeug von **L a e m m l i n** zeigt weiter keine Besonderheiten, als daß die vordere Verkleidung noch viel höher hinaufgeführt ist und so auch den Fahrer schützt; um jedoch den Überblick in keiner Weise zu behindern, sind nur die Seitenwände aus Holz, der Boden und der obere Teil dagegen aus durchsichtigem Zelluloid ausgeführt. Die Verbindung des Auslegers für das Höhensteuer nur mit der Tragzelle ist im Gegensatz zu der **E u l e r**schen Ausführung, die gleichzeitig eine Verbindung mit dem Gestell vorsieht, entschieden die bessere, weil bei der Landung sich die Stöße nicht sofort auf das Höhensteuer übertragen und daher Beschädigungen desselben seltener sind. Es wirkt auch konstruktiv richtiger, das Steuerorgan nur mit dem Tragkörper, nicht aber mit dem Anlaufgestell zu verbinden. Bei diesem Flugzeug hat die **Aviatic** ebenfalls ein zweites Höhensteuer hinter der oberen Schwanzfläche vorgesehen, das sicher das Fliegenlernen erleichtert; geübte Flieger wie **Jeannin** können natürlich auf dieses zweite Steuer verzichten, zumal ja das vordere Höhensteuer wesentlich empfindlicher ist.

Der **Albatros-Zweidecker**, den **Brunhuber** für die **Luftverkehrs-Gesellschaft** führte, hatte im allgemeinen die bekannte Bauart. Auch hier ist das vordere Höhensteuer mit dem oberen Teil der Schwanzfläche verbunden, so daß eine Ergänzung der beiden erfolgt und eine unveränderliche, von der Apparateinigung unabhängige Wirkung hervorgerufen wird. Bei der Einleitung zum Aufrichten des Flugzeuges hat der Luftdruck das Bestreben, diese Aufwärtsneigung des vorderen Höhensteuers noch zu vergrößern, weil nun aber gleichzeitig das hintere Höhensteuer abwärts drückend gestellt wird, der Luftdruck dem aber entgegen wirkt, so ist lediglich die ausübende Kraft des Führers entscheidend, der also stets das Steuer im Gefühl hat. Das Anlaufgestell ist entschieden dem der **Aviatic-Zweidecker** vorzuziehen, da es sich mit seinen zwei kurzen Achsen, die je zwei Räder tragen, viel besser den Geländeunebenheiten anpaßt. Die oben und unten in den Tragflächen eingelassenen Hilfsflächen sind durch diese Bauart gewissermaßen als Teil der Tragflügel aufzufassen. Leider funktionierte der Motor recht unbefriedigend; so gut ausprobiert der 50 PS-Gnome-Motor ist, so wenig scheint dies beim 70 PS-Motor der Fall zu sein; vor allen Dingen neigt er bei feuchtem Nebelwetter, mit dem die Motoren alle sehr zu kämpfen hatten, zum Versagen. Zum Unglück waren für dieses neue Modell auch keine Ersatzteile zu haben, so daß sich eine Verzögerung nach der anderen ergab; allerdings ist es auch einigermaßen gewagt, eine so große Flugstrecke mit einem noch nicht genügend erprobten Motor bestreiten zu wollen (Fig. 12, Tafel VI).

Der von **Witterstätter** benutzte Zweidecker ist ein normales **Euler-Flugzeug** mit 50 PS Gnome-Motor. Die Konstruktion gliedert sich deutlich in zwei Hauptteile; die Tragflügelpaare einerseits und das Gestell andererseits; beide sind ganz für sich durchgeführt und dann erst miteinander verbunden. So besteht das Gestell aus einem gitterträgerförmigen, seitlich ganz mit Stoff bespannten Rahmen, der hinten den Motor und Propeller trägt, weiter vorn die Sitze aufnimmt und im vorderen spitz zulaufenden Teil zur Lagerung des in der Mitte geteilten Höhensteuers dient; je drei nach unten laufende Streben verbinden diesen Rahmen mit der Achse der Anlaufräder, so daß sich dieses Chassis als abgeschlossenes Ganzes darstellt. Die Tragflächen bestehen aus der vorderen großen Zelle und den hinteren Schwanzflächen, die in ihrer Mitte wieder das Seitensteuer aufnehmen. Die Vorteile bestehen in einer guten Montierfähigkeit des Motors auf sicherem Fundament, ein Nachteil ist die vorderste weitausladende Strebe, die bei Landungsstößen leicht Beschädigungen erhält. Bemerkenswert waren die wunderbaren Gleitflüge dieser Maschine aus großen Höhen mit vollständig abgestelltem Motor, die zum Teil darin begründet sind, daß bei aufgehobener Kreiselwirkung des stillstehenden Motors das Flugzeug sich viel leichter steuert (Fig. 10—11, Tafel VI).

Zu den weitaus interessantesten Apparaten zählte wohl das von **Hirth** als Sieger durchs Ziel gesteuerte **Etrich-Rumpler-Flugzeug** (die Taube); mit großem kon-

struktivem Geschick ist hier die geschützte Unterbringung der Insassen durchgeführt, die durch Aufbauten nach Art des Walfisch-Bootsdecks fast allen Unbilden, besonders dem Motor-Auspuff etc., entzogen sind. Der Passagier sitzt vor dem Führer in der Nähe des Motors und kann gegebenenfalls kleine Handreichungen vornehmen; der Nachteil, daß dem Führer durch Motor und Passagier der Überblick besonders beim Landen etwas entzogen ist, wird durch zwei Fenster im Tragflügel ausgeglichen, die, aus durchsichtigem Zelluloid hergestellt, einen vollständigen Ausblick aufs Gelände, aber auch auf das Fahrgestell zulassen. Gleichzeitig sind sie auch nach unten aufzuklappen, wodurch sich ein leichteres Einsteigen zu den Sitzen ermöglicht. Der am vorderen Ende des Gestells angebrachte, vollkommen freistehende Motor zeigt die bekannte Bauart stehender 4 Zylinder-Motoren mit Schwinghebelsteuerung für beide Ventile, automatischem Hochdruckschmierapparat und Zirkulationswasserpumpe; er ist kräftig und solid ausgeführt, und es zeigt sich immer deutlicher, daß es für Flugzeuge vielleicht doch der rechte Weg ist, den bewährten Automobilmotor lediglich durch schrittweise Entwicklung für diesen Sonderzweck zu verändern. Es sind bei ihm doch ganz andere Gesichtspunkte maßgebend als beim Luftschiffmotor, bei dem vor allen Dingen weitgehendst für leichteste Ausbaufähigkeit der Einzelteile gesorgt werden muß, was natürlich für den Flugmotor nicht so sehr in Frage kommt als z. B. die Fähigkeit, längere Zeit mit Vollbelastung ununterbrochen laufen zu können. Das für indirekte Kühlung der Zylinder benutzte Wasser wird in Röhrenkühlern rückgekühlt, die sich beiderseits dem Vorderteil des Gestells anschmiegen und deren einzelne Röhren schräg hintereinandergestellt sind. Die einzelnen, nach rückwärts vollkommen elastisch und dünn auslaufenden Tragrippen ermöglichen ein leichtes Abfließen der Luft. Die eine Kufe des Anlaufgestells bietet den großen Vorteil, ohne erhebliche Gewichtsvermehrung doch recht kräftig ausgeführt werden zu können (Fig. 3—5, Tafel VI).

Der neue **Ad-Astra-Zweidecker**, den der Konstrukteur **Thelen** steuerte, hatte von Anfang an unter allerlei Mißgeschick zu leiden, obgleich er wohl baulich zu den hübschesten Flugzeugen der Konkurrenz gehörte. Von der bekannten **Wright-Konstruktion** ist außer der Verwindung nur wenig übrig geblieben und man kann in der Hauptsache wohl sagen: sehr zum Vorteil der neuen Maschine. Das Schwanzgestell ist ganz für sich aus Stahlrohr gefertigt, dessen Stoßfugen geschweißt sind; die Verbindung dieses Schwanzgestells mit der hölzernen Tragzelle ist so einfach gestaltet, daß eine Lösung zwecks Transportes jederzeit möglich ist. Der Führersitz ist an das vordere Ende des Vordergestelles gerückt, also ganz vor die Tragflächen, so daß sich für den Führer ein tadelloser Überblick ergibt, wenngleich die Anordnung etwas unmutig anmutet. Konstruktiv interessant ist auch die Abfederung der beiden hinteren Sporne, die lediglich als Doppelhebel ausgebildet sind, während Gummibänder das eigentliche Federn übernehmen (Fig. 9, Tafel VI).

Der von **Werntgen** gesteuerte **Dorner-Eindecker** weicht in keiner Weise von der bekannten wohl-durchdachten Konstruktion ab; der durch nichts unterbrochene Tragflügel ist natürlich durch keine andere Konstruktion in gleich solider und doch leichter Weise durchzuführen, trotzdem wirkt es immer etwas unrichtig, die Fahrer unter dem Tragdeck zu sehen; dann aber bietet die nicht völlig starre Verbindung der Wellenlagerungen m. E. keine genügende Sicherheit gegen ein Überspringen der Kettenglieder (Fig. 7, Taf. VI).

An dem mit Genehmigung des Kgl. preuß. Kriegsministeriums stattfindenden **Offiziers-Sonderflug**, der

Nr.	Name	Flugzeug	Motor
I	Leutnant Mackenthun und Beobachter Oberleutnant Barends	Aviatic-Zweidecker	Argus
II	Leutn. Frhr. v. Thüna und Beobachter Leutnant Carganico	Etrich-Eindecker	Österr. Daimler
III	Leutnant Foerster und Beobachter Leutnant Mahncke	Albatros-Zweidecker	Gnome

F

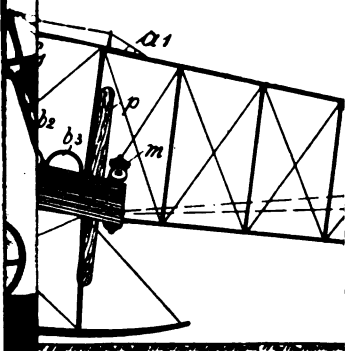
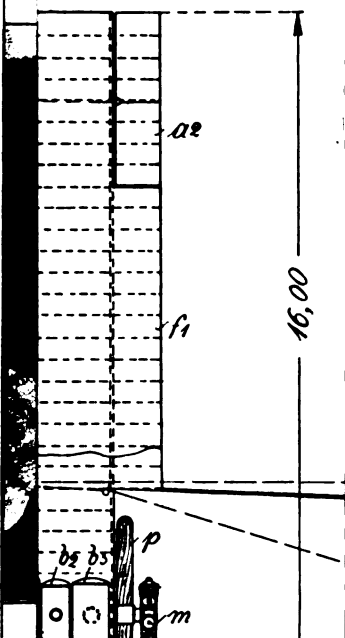


Fig. 23.

2. 5



sich von Karlsruhe dem Zuverlässigkeitsflug angliederte (aber nur von aktiven Offizieren bestritten werden durfte, die für sich um besondere Ehrenpreise flogen), nahmen vorstehende Offiziere teil.

Der Aviatik-Militär-Zweidecker sollte zu diesem Fluge erst abgenommen werden, daher holte Leutnant Mackenthun das Flugzeug aus Habsheim ab und brachte es auf dem Luftweg nach Karlsruhe, welcher Flug als Abnahmefahrt galt. Unsere Abbildung zeigt die Motoranlage des ungewöhnlich breit, dafür aber mit geringer Baulänge hergestellten Apparates, aus der sich deutlich die Einzelheiten: die drei Seitensteuer, die beiden Handhebel zur Lenkung, der erhöhte Passagiersitz, der geteilte Kühler und endlich eine eigenartige Abrollvorrichtung für die Landkarte entnehmen lassen. Letztere gestattet, ohne die Hände zu gebrauchen, ein sicheres Ablesen der Karte. Leider hatte der neue Apparat gleich nach der Abnahme schweres Pech; gelegentlich eines Probefluges auf dem recht beschränkten Flugplatz Karlsruhe hatte das Flugzeug bei Beginn des Umrahmungswaldes noch nicht die zur Lenkfähigkeit erforderliche Geschwindigkeit erreicht. Die Kurve gelang daher nicht, ein Landen vor dem Wald war nicht mehr möglich, also mußte geradeaus, d. h. dicht über die Bäume hinweg, geflogen werden. Die im Laubwald vereinzelt stehenden recht hohen Kiefern machten ein sehr steiles Ansteigen nötig, das wiederum der Motor nicht hergab, der Apparat kam plötzlich ins Schwanken, so daß es im Interesse der Sicherheit (um einen Absturz zu vermeiden) geboten schien, ihn auf die Bäume fallen zu lassen, welches Manöver Leutnant Mackenthun mit großer Umsicht und Kaltblütigkeit ausführte. So zerbrach zwar die Zelle, aber der Motor wurde unversehrt heruntergeholt (Fig. 17—18, Taf. VI).

Der Militär-Eindecker Etrich-Rumpler zeigt, trotzdem er erst vor einigen Wochen abgenommen ist, doch noch diverse Abweichungen von der Hirthschen Maschine; ein neues Zeichen dafür, wie schnell eine Konstruktion von einer anderen überholt wird. Besonders charakteristisch kommt dies durch die eigenartige Kühlanlage dieses Eindeckers zur Geltung, bei dem sich die beiden Kühler an die großen Verspannungsstreben des Tragflügels anlehnen; die Kühlung wird auch hier eine sehr gute sein, aber auch der durch sie hervorgerufene Luftwiderstand wird beträchtlich anwachsen (Fig. 5, Tafel VI).

Ich komme nun auf die Ziele des Zuverlässigkeitsfluges zurück und habe zuerst die Fragen zu beantworten: Was ist nun von diesen Zielen erreicht? Was zunächst die Zuverlässigkeit der Motoren anbelangt, so hat die deutsche Motorenindustrie im allgemeinen einen großen Erfolg zu verzeichnen (wobei ich den österreichischen Daimlermotor wohl in der Hauptsache als deutschen Ursprungs bezeichnen darf); die stehenden, solid gebauten Motoren haben sich durchaus bewährt, das etwas höhere Einheitsgewicht spielt keine Rolle; auch scheint die indirekte Kühlung doch immer noch die zuverlässigere zu sein. Ich möchte besonders auf etwas hinweisen, was vielleicht noch zu wenig beachtet wird: nämlich die geringe Einwirkung des stehenden Motors beim Kurvenflug, die jedenfalls nicht zu unterschätzen ist. Der Führer kann die Rechts- und Linkskurve stets mit gleicher Neigung nehmen (sofern die Unsymmetrie des Motordrehmomentes auf die Tragflächen ausgeglichen ist) ohne der Gefahr des Kenterns ausgesetzt zu sein. Ich erinnere nur an die eleganten Flüge der Taube bei dem böigen Wetter zwischen Offenburg und Freiburg. Die N-A-G-Motoren, sowie die der Firma Körting bedürfen wohl noch weiterer Erprobungen, ehe sie den Daueranforderungen großer Überlandflüge mit ihren manchmal unvermeidlich harten Landungen genügen. Es muß jedoch auch festgestellt werden, daß die gebräuchlichen 50 PS-Gnome-Motoren sich tadellos gehalten haben (noch mehr ist dies ja beim Sachsenflug der Fall, bei dem sämtliche drei Sieger diesen Typ verwendeten), nur bei feuchtem Wetter bedürfen sie erhöhter Aufmerksamkeit und besonders sorgfältiger Behandlung.

In wie großem Maße der rotierende Motor übrigens auf die Steuerung des Flugzeugs einwirkt, das konnte man deutlich an den verschiedenen Landungen erkennen; Witterstätter landete stets mit vollständig abgestelltem (nicht gedrosseltem) Motor und erzielte prachtvoll sanfte Gleitflüge; bei der in der

Nähe von Walldorf notwendig gewordenen Notlandung¹⁾ des Militär-Albatros-Zweideckers (Führer Leutnant Förster) ist aber durch den unregelmäßig laufenden Motor noch im letzten Augenblick eine ganz ungewollte Drehung in den Apparat gekommen, der ihn dann direkt auf die Seite legte und so den einen Flügel stark beschädigte.

Wenn wir dann zum Flugzeug selbst übergehen, so muß zunächst konstatiert werden, daß natürlich die Systemfrage durch diese Flüge in keiner Weise gelöst ist, daß dies aber auch gar nicht in der Absicht der Veranstalter lag. Es ergeben sich vielmehr ganz merkwürdige Gegensätze zwischen den Resultaten des Sachsenfluges und des Zuverlässigkeitsfluges. Beim ersteren siegten nur die Zweidecker, beim letzteren trotz des anfänglich ungünstigen Verhältnisses 2 : 5 ein Eindecker; man mag dies einerseits Zufallstreffer nennen, andererseits spielt die Bauart viel weniger eine Rolle als der sicher arbeitende Motor. Wohl aber ist manches aus den Flügen zu entnehmen, das für fernere Konstruktionen von Wichtigkeit ist. Das hintere Höhensteuer hat sich besonders bei böigem Wetter durchaus bewährt, da es nie vorkommen kann, daß ein vorn niedergedrückter Apparat durch die Wirkung des Luftdrucks auf das vordere Höhensteuer trotz äußerster Ruderlage desselben weiter abwärts gedrückt wird; jedoch darf die hintere Schwanzfläche nicht zu schwer ausfallen, damit der Apparat von Anfang an hinten nicht sinkt. Bei starkem, böigem Wind sind die Eindecker entschieden im Vorteil (mit Ausnahme der Wrightapparate), schon wegen ihrer Fähigkeit, eine Kurve richtig auszufliegen, d. h. sich genau in die nötige Neigung einzulegen. Aber noch etwas anderes können wir der siegenden Maschine entnehmen: die Unterbringung der Mitfahrer. Es ist jedenfalls nicht gleichgültig, ob der Führer in einem Apparat einen gut geschützten Sitz hat, von dem aus er mit aufgestütztem Ellenbogen lediglich ein Handrad bedienen muß, das sogar noch in allen Lagen unveränderlich seine Stellung beibehält, so daß er es bei gleichmäßiger Fahrt ruhig loslassen kann, oder ob er gezwungen ist, die ganze Fahrt auf schmalem, völlig freiliegendem Sitz zurückzulegen, stets den ausgestreckten Arm am Steuer. Daß diese letztere Stellung zweifellos mehr ermüdet als die vorher erwähnte, ist ohne weiteres verständlich, wobei ferner noch auf die verschiedene Sitzgelegenheit hingewiesen werden soll. Im ersteren Fall erweckt der bootsartige Bau im Fahrer gewiß ein Gefühl der Sicherheit, das wiederum zur Stärkung seiner Nerven beiträgt, während der weit vorgerückte Sitz an der Vorderseite der Tragfläche, lediglich eine Leiste als Fußstütze bietend, sonst aber ohne den geringsten Ruhepunkt für das Auge, das ungehindert zwischen den Beinen hindurch auf das überflogene Gelände blickt, stets gewisse Nervenreizungen hervorrufen muß. In gewissem Sinne haben ja die neuen Aviatikapparate diese Schwierigkeit gelöst, aber restloser ist jedenfalls die Frage beim Rumplerflugzeug geklärt.

Mit den letzten Ausführungen sind wir schon auf einen weiteren, sehr wichtigen Punkt gekommen: den Einfluß des Führers auf die Bewertung des Fahrzeugs. Geht schon beim Automobil die Geschicklichkeit des Führers bedeutend in die Bewertung desselben ein, so trifft dies noch in viel höherem Maße auf das Flugzeug zu. Wie es hier nicht einerlei ist, wie der Chauffeur die verschiedenen Kurven ausfährt, wie er die Steigungen nimmt, so hängt bei der Flugmaschine eigentlich alles und jedes nur von dem persönlichen Geschick des Führers ab. Daher ist es bei solchen Zuverlässigkeitsprüfungen, die sich doch in erster Linie auf die Maschinen erstrecken sollen, eine unbedingt notwendige Vorbedingung, ein durchaus erstklassiges, lufttüchtiges (wenn ich so sagen darf) Führermaterial zu besitzen, das in jeder Weise als gleichwertig — soweit dies überhaupt möglich — zu betrachten ist. Erst dann kann man die Geschicklichkeit des Führers bei der Bewertung der Leistung einer Flugmaschine einfach fortlassen und die Flugzeuge untereinander vergleichen. Dieses hochwertige Führermaterial läßt sich einmal durch einen Befähigungsnachweis vor der Meldung zum Start erlangen, damit ist es aber nicht getan, denn es ergibt sich jetzt als weitere Folge, die Führer in jeder Weise zu schonen, damit sie nur für

¹⁾ Ebenfalls durch Aussetzen des Gnome-Motors und dadurch herbeigeführten Geschwindigkeitsverlust mit einer Fallböe zusammen hervorgerufen.

Tabelle I. Zusammenstellung der am deutschen Zuverlässigkeitsflug beteiligten

Führer, Konstrukteur, Fabrikant, Melder	Tragflächen				Ganze Länge m	Längsstabilität und Höhensteuer m²	Querstabilität	Seitensteuer m²	Mittel zur Lenkung	Motoren				
	Spann- weite m	Tiefe m	Abstand von 2 Flächen m	Trag- fläche m²						System	Kühlung	Zylinder- zahl	Umdreh- ungszahl	Leistung PS
Emil Jeannin H. Farman Aviatik G. m. b. H. Mülhausen Emil Jeannin	17 oben 11 unten	1,5	1,5	45	12	dopp. Schwanz- fläche, nur vor- deres, einfaches Höhensteuer	Flügelklappen an der oberen Trag- fläche	dreifaches Seiten- steuer hinten	1 Handhebel für Höhensteuer und Flügelklappen; 1 Fußhebel für Seitensteuer	Argus	indirekt (Wasser)	4	1500	100
Charles Laemmlin H. Farman Aviatik G. m. b. H. Mülhausen	15 oben 11 unten	2,0	1,8	60	12,5	dto. jedoch 2 Höhen- steuer vorn 3 m² hinten 1,6 m²	dto.	dto.	dto.	Argus	indirekt (Wasser)	4	1200	70
Ing. Brunhuber H. Farman Albatros-Werke Luft-Verkehrs-G. m. b. H., Berlin.	10,5	2	1,8	50	12	dopp. Schwanz- fläche, obere regu- lierbar verbunden mit einfachem vorderem Höhen- steuer	Flügelklappen an beiden Trag- flächen	doppeltes Seiten- steuer hinten	1 Handhebel für Höhensteuer und Flügelklappen; 1 Fußhebel für Seitensteuer	Gnome	direkt (rotierend)	7	1150	70
C. W. Witterstätter Aug. Euler Flugzeugfabrik Darm- stadt C. W. Witterstätter- Darmstadt.	10	1,5	1,5	30	12	dopp. Schwanzfl. hinten, geteiltes Höhensteuer vorn, regulierbares Höhensteuer in der ob. Schwanzfl. 3 × 0,75 m²	Flügelklappen	2 Parallelfächen im Schwanz max 1 m²	2 Handhebel	Gnome	direkt (rotierend)	7	1100	50
Hellmuth Hirth Etrich-Wien E. Rumppler Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin	14,3	2,6 bis 3,8	Ein- decker	32,5	10,4	elastische Ver- biegung d. hinter. Stabilisierungs- fläche. Größe 9 m²	Verwindung der von vornherein nach oben ge- bogenen Flügel- enden	hinten 2 über- einander, je 0,3 m²	2 Fußhebel für Seitensteuer und Fahrvorrichtung; 1 Handhebel für Seitensteuer mit Handrad für Verwindung	österr. Daimler	indirekt (Wasser)	4	1300	60
Robert Thelen (abgeänderter Wright- Apparat) Ad Astra-Gesellschaft, Berlin	10,5	1,65	1,5	~ 35	8,5	hinten liegendes Höhensteuer 4 m²	Verwindung der Tragflächenenden	2 am hintersten Ende hinter dem Höhensteuer, je 0,4 m²	1 Fußhebel für Seitensteuer; 1 Handhebel für Höhensteuer und Verwindung	N. A. G.	indirekt (Wasser)	4	1600	50 bis 55
Bruno Werntgen H. Dörner Dörner-Flugzeug-G. m. b. H. Bruno Werntgen	12	2,2 bis 2,5	Ein- decker	26	10,5	hinten liegend 2 Höhensteuer- klappen 3 m² mit Schwanz-Stabili- sierungsfläche	Verwindung der Tragflächenenden	hinten 0,25 m²	1 Fußhebel für Seitensteuer; 1 Handhebel für Verwindung und Höhensteuer	Koerting	indirekt (Wasser)	4	1200 bis 1250	40 bis 42
Offizier-Sonderflug.														
Leutn. Mackenthun Aviatik-Zweidecker	16,25	2,10	1,6	50	13	vorderes Höhen- steuer m. hinter. Ergänzungssteuer ~ 2,16 m²	2 Flügelklappen in jeder Trag- fläche	3 faches Seiten- steuer, hinten ~ 2,5 m²	2 Handhebel	Argus	indirekt (Wasser)	4	1300	70
Leutn. Frhr. von Thüna Etrich-Rumppler-Ein- decker	15	2,9	Ein- decker	34	11	hintere biegsame Höhensteuerfläche ~ 6,25	Verwindung	2 dreieckige Seitensteuer, übereinander zusammen 0,75 m²	Handrad am Glockenhebel	österr. Daimler	indirekt (Wasser)	4	1300 bis 1350	65 bis 70
Leutn. Foerster Albatros-Zweidecker	10,5	2,0	2,0	50	12	vorderes und zwangsläufig wir- kendes hinteres Höhensteuer 2,16 m²	Flügelklappen	2 faches Seiten- steuer hinten zu- sammen 2,0 m²	2 Handhebel	Gnome	direkt (rotierend)	7	1100	50

den einen Zweck, nämlich den Zuverlässigkeitsflug in Anspruch genommen werden. Das ist eine unbedingte Notwendigkeit! Sie zieht zweierlei wieder nach sich: erstlich müssen die Führer jeder Sorge für ihr Flugzeug überhoben werden, sie dürfen lediglich fliegen, müssen nach Zurücklegung einer Etappe ihre Maschine ruhig verlassen können und sich am nächsten Tag mit dem Gefühl absoluter Sicherheit ihrem Apparat wieder anvertrauen. Das heißt also mit anderen Worten: sie müssen begleitet sein von einem tüchtigen Ingenieur, der mit zuverlässigen Monteuren für die rich-

tige Behandlung und Instandsetzung des Flugzeugs sorgt, wie es hier auf Ingenieur Zeyssig, den Begleiter Hirths, zutraf. Weiter dürfen den Fliegern aber neben der Hauptaufgabe keine weiteren Leistungen in Form von Schauflügen zugemutet werden, die sie in steter Aufregung halten und sie für ihren Hauptzweck entnerven. Müssen wieder (wie in diesem Fall) die nötigen Geldmittel aus privaten Kreisen aufgebracht werden, die selbstredend als Äquivalent Schauflüge in ihren Städten verlangen, so sind diese von anderen Fliegern zu bestreiten; jedenfalls ist eine reinliche Scheidung zwischen

Flugzeuge.

Anzahl	System und Material	Propeller				Gewicht des leeren dienstfähigen Apparates			Eigen- ge- schwin- digkeit m/sec	Bemer- kungen
		Flügelzahl	Durch- messer	Steigung	Umdreh- ungsanzahl	kg	kg/m² Trag- fläche	kg/PS		
1	Chanvière Intégrale Holz	2	2,8	1,8	1500	450	10	4,5	32	
1	Chanvière Intégrale Holz	2	2,6	1,4	1200	480	8	6,89	22	
1	Chanvière Intégrale Holz	2	2,8	1,8	1150	350	7	5	22	
1	Chanvière Intégrale Holz	2	2,8	1,05	1100	280	9,35	5,6	22,3	
1	Lohner- Propeller Holz	2	2,52	1,26	1300	500	15,4	8,35	25,5	
1	Eta Holz	2	2,1	1,15	1600	350	10	6,36 bis 7,0	23,5	
1	Eta Holz	2	2,5	2,3	650 bis 675	400	15,4	9,5 bis 10	22,3	Wird noch erprobt
1	Chanvière Intégrale Holz	2	2,65	1,25	1300	400	8	5,7	21	
1	Lohner	2	2,5	1,2	1300 bis 1350	430	12,6	6,4	25	
1	Chanvière Intégrale Holz	2	2,5	1,35	1100	350	7	7	18	

Tourenfliegern und Schaufliegern durchaus geboten. — Ist dies einmal erreicht, dann können tatsächlich Zuverlässigkeitsflüge der Maschinen unternommen werden; es werden dann erheblich größere Etappen gewählt (3 bis 400 km), die Maschinen müssen fliegen, soweit sie können und am Ort des Zusammenbruchs¹⁾ wird von Fachleuten ein genaues Protokoll über die Ursachen aufgenommen. Ist eine

¹⁾ Unter »Zusammenbruch« verstehe ich hier nur irgendeinen Defekt, der zum Aufgeben zwingt.

Reparatur in kurzer Zeit möglich, fliegt dieselbe Maschine mit prozentualer Schlechterbewertung weiter; sonst tritt eine andere stets mit gleichem Führer für sie ein, die natürlich ebenfalls eine entsprechende Schlechterbewertung erhält. Die Hauptsache aber besteht in dem Protokoll der Fachleute; aus ihm gehen eine Unmenge Lehren hervor, so daß nach Schluß eines solchen Fluges deutliche Fingerzeige für den weiteren Ausbau liegen und das ist der Zweck!

Wie haben sich nun die Ausschreibungen bewährt und wie sind sie zu verbessern? — Die Bewertung generell nach der Flugzeit ist in jeder Weise zweckmäßig und die Befürchtungen, daß nicht die zuverlässige, sondern die schnelle Maschine die Preise holen würde, sind wohl zerstreut; auch für die Größe der Reparatur ist die Zeit eine ganz gute Bemessung, wie sich bei verschiedenen Gelegenheiten herausgestellt hat. Eigentlich ausschlaggebend für die Flugzeit ist aber wohl in erster Linie das Orientierungsvermögen der Insassen und hiermit kommen wir auf das schwierige Gebiet der Passagierfrage, die ich schon in meinem letzten Aufsatz ausführlich behandelt habe. Mehr noch als damals bin ich zu der Überzeugung gekommen, daß ein Passagier für den Führer eines Flugzeugs von erheblichem Vorteil ist, besonders wenn es sich um die Orientierung in fremdem Gelände handelt. Hier kann ein Führer, der wie beim Rumplerschen Apparat bequem sitzt und vielleicht sogar manchmal das Steuer loslassen darf, wohl schnell auf der Karte nachsuchen, wo er ist, sehr viel schwieriger ist dies schon bei freiem Führersitz, wenn eine Hand stets den Hebel halten muß, aber geradezu unmöglich wird dies bei zwei Handhebeln, wenn man sich außerdem noch den starken Luftstrom vorstellt, der alles Kartenmaterial, sofern es nicht festgeklemmt ist, sofort mit sich reißt. Ganz anders sieht die Sache beim Flieger mit Passagier sich an; hier übernimmt dieser die Orientierung und gibt dem Flieger einfach die nötigen Anweisungen. Ich sollte nun meinen, wenn es dem Konstrukteur gelingt, seinen Apparat so zu bauen, daß er ruhig und sicher in der Luft fliegt, so daß der Einzelflieger wirklich einmal einen Blick auf die Karte werfen kann, dann sollte man diesen Apparat nicht mit 15 % schlechter bewerten, denn dadurch ist er einfach gehandikapt, sondern einen wesentlich kleineren Prozentsatz wählen.

Sind in der ersten Tabelle lediglich die Abmessungen einander gegenübergestellt, so möge die nachfolgende einigen Aufschluß über die tatsächlichen Belastungen ergeben, soweit dies aus den angestellten Messungen möglich ist. Ich weise besonders auf die recht erheblichen Einheitsbelastungen und -leistungen hin.

Tabelle II.

Führer Flugzeug	Leer- gewicht kg	Besetzung kg	Öl und Benzin kg	Gesamt- Gewicht kg	Tragfläche m²	Motor PS	Belastung pro Trag- flächen Einheit	
							kg/m²	kg/PS
Jeannin Aviatik-Zweidecker	450	141	38	629	45	100	14	6,29
Laemmlin Aviatik-Zweidecker	480	145	33	658	60	70	11	9,4
Brunhuber Albatros Zweidecker	350	148	45	543	50	70	10,9	7,8
Witterstatter Euler-Zweidecker	280	140	35	455	30	50	15,15	9,1
Hirth Rumpler-Eindecker	500	141	28	669	32,5	60	20,5	11,15
Thelen Wright-Zweidecker	350	72	27	449	35	52	12,8	8,6
Werntgen Dorner-Eindecker	400	149	26	575	26	41	22,1	~ 14

Dann tauchen häufig Vorschläge auf, größere Überlandflüge dazu zu benutzen, um die Eigengeschwindigkeiten der Flugzeuge neben vielen anderen Dingen zu kontrollieren; ich möchte erst einige Beispiele geben, ehe ich mich zu diesen Vorschlägen äußern will. Bei den Beispielen sind natürlich einige Annahmen gemacht, die ich kurz begründen möchte. Erstlich ist als durchschnittliche Flughöhe 300 m angenommen,

da es ohne genaue, also auch von den Erschütterungen des Apparates nicht berührte Barographenkurven nicht möglich ist, nur nach den Aussagen der Flieger und der Beobachter für die ganze Strecke die genaue Höhenlage festzustellen; 300 m aber wohl ein guter Durchschnittswert sein wird. Den in Rechnung gesetzten Windstärken sowie der Windrichtung liegen die Angaben der den Flug begleitenden Meteorologen, Herren Drs. Linke und Rotzoll zugrunde; es handelt sich jedoch auch hier stets nur um die vorherrschende, angenäherte Windrichtung, da natürlich die vielen durch die Seitentäler des Rheinbettes hervorgerufenen Böen nicht in Rechnung gesetzt werden konnten. Zunächst ergeben die beiden kleinen Karten (Fig. 1 und 2, Tafel VI), daß die Luftströmungen durchaus nicht immer so günstig waren, wie man vielfach lesen konnte, daß vielmehr häufig mit starkem Seiten- und Gegenwind zu kämpfen war. Eine genaue Berücksichtigung der Flugstrecke und des Winkels der Luftdrift sowie ihrer Stärke ergibt nun folgende weit auseinander gehende Eigengeschwindigkeiten für dieselben Maschinen:

Tabelle III.

Flieger	Flugzeit Min.	Reisegeschw. m/sec	Eigengeschw. m/sec
Etappe Baden—Oos—Offenburg, Wind E. N. E. 6 m/sec Fluglänge 36 km.			
Jeannin . . .	27	22,2	17
Laemmlin . .	35	17,2	12
Brunhuber . .	31	19,4	14,1
Witterstätter . .	28	21,4	16
Hirth	29	20,7	15,4
Etappe Offenburg—Freiburg, Wind E. N. E. 6 m/sec. Länge 56 km.			
Jeannin . . .	32	29	25,2
Laemmlin . .	41	22,8	19
Brunhuber . .	37	25,2	21,6
Hirth	32	29	25,2
Etappe Freiburg—Mülhausen, Wind N. E. 6 m/sec. Länge 56 km.			
Brunhuber . .	29	32,2	26
Hirth	25	37,2	31
Etappe Colmar—Straßburg, Wind N. N. E. 5 m/sec (für Hirth) morgens schwach, fast still abends (für Jeannin, Laemmlin, Brunhuber). Länge 64 km.			
Jeannin . . .	57	18,7	} fast dasselbe
Laemmlin . .	66	16,15	
Brunhuber . .	58	18,4	
Hirth	49	21,7	
Etappe Mannheim—Mainz, Wind E. N. E. 5 m/sec. Länge 62 km.			
Jeannin . . .	59	17,5	19
Hirth	43	24	25

Das gibt dann doch zu denken! Die Flugzeiten sind absolut richtig ermittelt, die Luftdrift und ihr Winkel zur Flugbahn wird in gewissen Grenzen wohl auch stimmen, also rühren die Ungenauigkeiten in erster Linie nur von den Ab-

weichungen der Führer von der beabsichtigten Flugstrecke her, dann wohl auch von den verschiedenen Windstößen, die nicht zu ermitteln sind. Werden diese beiden Fehlerquellen wohl jemals auszumerzen sein? Ich glaube nicht. Also sind die Überlandflüge für die Lösung dieser (gewiß sehr wichtigen) Aufgabe wertlos. Das tut ihrer hohen Bedeutung jedoch in keiner Weise Abbruch; im Gegenteil sollte man sie für die Entwicklung der Flugtechnik immer weiter ausbauen, aber erst nachdem man die Aufgaben klar getrennt hat. Ich denke mir diese so: große und recht umfangreiche Überlandflüge als Zuverlässigkeitsprüfung der Flugzeuge in weiten Zwischenräumen (vielleicht zunächst alle Jahre); bei ihnen haben die Maschinen lediglich den Nachweis ihrer Brauchbarkeit, ihrer Dauerleistung und ihrer Betriebssicherheit zu erbringen. Als Vorproben für diese großen Fahrten haben besondere Flüge auf geeigneten Plätzen stattzufinden, bei denen auch die Eigengeschwindigkeit, die Belastung pro Einheit, der Wirkungsgrad pro gebremster Pferdestärke und dgl. einwandfrei zu messen ist. Vielleicht könnte bei diesen Flügen auf dem Platz auch der genaue Einstromungswinkel der Luft an den Tragflügel gemessen werden, aber eigentlich gehört diese Aufgabe schon zu den vorbereitenden Arbeiten ersten Grades, die nach meinem Dafürhalten an Modellen vorzunehmen sind. Gerade diese Modellversuche, die uns einen großen Einblick in die schwierigsten Fragen der Flugtechnik zu geben vermögen, werden viel zu wenig gepflegt und doch sollten ihnen mehr denn je eine Menge Aufgaben zufallen, die man jetzt durch Apparate zu ergründen sucht. Die vielen Unfälle aber, die sich gerade in letzter Zeit so gehäuft haben, sollten uns eine Warnung sein, den bemannten Apparat zu Experimenten zu benutzen, solange ein Modell dieselben Dienste tut, zumal solche Experimente den Führer häufig vor Aufgaben stellen, denen er in seiner Führerpraxis nie wieder begegnen wird. Was man beim wirklichen Apparat nur annähert einer langen Versuchsreihe entnehmen kann, während welcher der Führer sich stets einer gewissen Gefahr ausgesetzt hat, das erhalten wir genau durch ungefährliche Modellversuche. Darum erst Erprobungen an Modellen, dann Meßfahrten an der abgesteckten Meile (wie es bei der Marine heißt), also auf Flugplätzen und dann — dem Ganzen als Krone aufgesetzt — große Zuverlässigkeitsflüge; das ist der rechte Entwicklungsgang! —

Flugschau.

Neue Flugrekorde. Der deutsche Höhenrekord wurde von Schendel mit Dornier-Eindecker am 6. Juni in Johannisthal mit 2010 m Höhe bedeutend verbessert. Aus dieser Höhe landete Schendel im Gleitfluge. Auch einen neuen Passagier-Höhenrekord stellte Schendel am 9. Juni auf. Beim Abstieg überschlug sich sein Eindecker wahrscheinlich infolge eines Luftwirbels und stürzte aus ca. 900 m Höhe ab, wobei Schendel mit seinem Passagier Fuß, dem Meister der Dornier-Flugzeug-Werke, tödlich verunglückte. Mit Schendel verliert die deutsche Flugtechnik einen der besten Führer und Ingenieure.

Am 6. Juni hatte Hirth auf Etrich-Rumpler-Eindecker mit Passagier einen Höhenrekord mit 1580 m aufgestellt.

Einen Schnelligkeitsrekord stellte am 12. Juni Leblanc in Etampe auf Blériot mit 100 PS Gnome-Motor auf. Leblanc erreichte

Zusammenstellung der zum Deutschen Rundflug 1911 gestarteten Flugzeuge.

Nr.	Flugzeug-Fabrikant	Art des Flugzeugs E = Eindecker Z = Zweidecker	Länge m	Spannweite m	Tragfläche qm	Motor-Fabrikant	Leistung PS	Kühlung W = Wasser L = Luft	Flugzeug-Führer	Passagier
7	Farman	Z	9	11	38	Gnome	50	L	Otto E. Lindpaintner	Lt. Hailer
9	Etrich-Rumpler	E	10,3	14,3	32	Österr. Daimler	70	W	Hans Vollmöller	Lt. Helmrich v. Elgott
12	Euler	Z	10	10	16	Gnome		L	Otto Reichardt	ohne
3	Wright	Z	10	12,5	50	N.A.G.	60	W	Schauenburg	Walter Fröbus
16	Sächs. Flugzeugwerke	Z	10,5	9,5	40	Gnome		L	Karl Müller	ohne
19	Albatros	Z	11	11	44	Gnome	70	L	Bruno König	Lt. Koch
4	Ad Astra Wright	Z	10	12,5	50	Gnome	50	L	Robert Thelen	Oberlt. z. See Hartmann
18	Albatros	Z	11	11	44	Gnome	70	L	Felix Iaitsch	Lt. Leitner
2	Aviatik	Z	14,5	16 ⁽¹²⁾	42	Argus	85	W	Bruno Buchner	Lt. Steffen
1	Aviatik	Z	14,5	16 ⁽¹²⁾	42	Argus	85	W	Emil Jeannin	Ratjen
11	Maurice Farman	Z	14	14	45	Renault	55	L	Oskar Wittenstein	Scheller
12	Morane	E	9	9	28	Gnome	70	L	Winziers	ohne

Lfd. Nr.	Flugführer (Flugzeug)	Nr. des Flugzeuges	Flugdauer am								Ganze Flugdauer Min.	Höhe des gewonnenen Preises M.	Zusatzpreise	
			4. Juni	5. Juni	6. Juni	7. Juni	8. Juni	9. Juni	10. Juni	11. Juni			Längste Flugdauer mit Passagier	Größte Höhe m
1	Grulich (Harlan)	14	—	45	27	—	—	29	96	151	321	3 568,24	—	—
2	Röver (Grade)	8	50	52	33	—	—	—	57	104	296	3 290,35	—	—
3	Schendel (Dorner)	9	80	49	22	10	10	43	—	—	214	2 378,72	{ (146 Min.) M. 1000	{ 1. Höhenpreis (2000 m) M. 2000
4	König (Albatros)	3	99	81	23	—	—	—	—	—	203	2 256,55	{ (203 Min.) M. 2000	—
5	Kahnt (Grade)	2	25	60	75	—	—	—	11	5	176	1 956,42	—	—
6	Eyring (Albatros)	5	79	4	82	—	—	—	—	—	165	1 834,14	—	—
7	Heidenreich (Hdrc.)	1	—	31	43	—	—	—	13	45	132	1 467,31	—	—
8	Schwandt (Grade)	21	37	50	—	—	—	—	19	18	124	1 378,38	—	—
9	Jablonsky (Rumpler)	27	—	70	50	—	—	—	—	—	120	1 333,92	—	—
10	Carl Müller (Thiele)	11	38	27	19	—	—	—	26	—	107	1 189,41	—	—
11	Vollmöller (Rumpler)	26	42	57	—	—	—	—	—	—	99	1 100,48	—	{ 2. Höhenpreis (1840 m) M. 1000
12	Jahnow (Harlan)	15	8	72	—	—	—	—	—	—	80	889,28	—	—
13	Steinbeck (Grade)	7	10	—	—	—	—	—	17	28	55	611,38	—	—
14	v. Gorrissen (Euler)	22	—	15	8	—	—	—	11	15	49	544,68	—	—
15	Schauenburg (Wright)	13	22	10	10	—	—	—	—	—	42	466,87	—	—
16	Rentzel (Aviatik)	10	—	—	6	—	—	—	7	7	20	222,32	—	—
17	Engelhard (Wright)	12	—	13	—	—	—	—	2	—	15	166,74	—	—
18	Otto (Otto)	19	—	11	2	—	—	—	—	—	13	144,51	—	—
											2231	24 799,69		

eine Stundengeschwindigkeit von 125 km; 100 km in 48 Min. 58 $\frac{1}{5}$ Sek., 150 km in 1 Std. 13 Min. 35 Sek.

Die Flugwoche in Johannisthal nahm bezüglich der Leistungen einen glänzenden Verlauf, obwohl sich nach der Ausschreibung nur Flugzeugführer beteiligen konnten, die noch keine hohen Preise gewonnen haben. Auch in Frankreich werden keine besseren Flugleistungen erreicht als sie Schendel, Grulich, Vollmöller, König und andere zeigten. Trotz zeitweise sehr böigen Wetters wurde täglich geflogen. Hierbei zeichnete sich namentlich Schendel aus, der bis zu seinem tödlichen Unfall an erster Stelle stand. Obenstehend die Ergebnisse dieser Flugwoche.

Deutscher Rundflug 1911 um den B.-Z.-Preis der Lüfte.

Am 11. Juni fand in Johannisthal der Start zu diesem größten deutschen Wettfliegen statt. Von den 26 gemeldeten starteten 11 Flieger (siehe die Aufstellung der Flugzeuge). Bei der Bedeutung dieses Fluges, der vom V. d. F. organisiert ist, soll am Schluß des Fluges über die Ergebnisse unter Berücksichtigung der Technik eingehend berichtet werden. Nachstehend sind die einzelnen Etappen und die eingeschobenen Wettbewerbe zusammengestellt.

1. Etappe: 11. Juni Berlin—Magdeburg 143 km, 12. Juni Ruhetag in Magdeburg, 2. Etappe: 13. Juni Magdeburg—Schwerin 176 km, 14. Juni Ruhetag in Schwerin und örtliche Wettbewerbe, 3. Etappe: 15. Juni Schwerin—Hamburg 125 km, 16. Juni Ruhetag in Hamburg und örtliche Wettbewerbe, 4. Etappe: 17. Juni Hamburg—Kiel 83 km, vom 17. bis 23. Juni: Flugwoche in Kiel, 5. Etappe: 23. Juni Kiel—Lüneburg 147 km, 6. Etappe: 24. Juni Lüneburg—Hannover 124 km, 25. Juni Ruhetag in Hannover und örtliche Wettbewerbe, 7. Etappe: 26. Juni Hannover—Münster 180 km, 27. Juni Ruhetag in Münster und örtliche Wettbewerbe, 8. Etappe: 28. Juni Münster—Köln 168 km, 29. Juni Ruhetag in Köln und örtliche Wettbewerbe, 9. Etappe: 30. Juni Köln—Dortmund 138 km, 1. Juli Ruhetag in Dortmund und örtliche Wettbewerbe, 10. Etappe: 2. Juli Dortmund—Kassel 153 km, 11. Etappe: 3. Juli Kassel—Nordhausen 102 km, 4. Juli Ruhetag in Nordhausen und örtliche Wettbewerbe, 12. Etappe: 5. Juli Nordhausen—Halberstadt 112 km, 6. Ruhetag in Halberstadt und örtliche Wettbewerbe, 13. Etappe: 7. Juli Halberstadt—Berlin 203 km. (Fig. 26, Taf. VI).

Lindpaintner erreichte als Erster in 2 Std. 7 Min. die erste Etappe Magdeburg. Alle anderen Flieger machten Zwischenlandungen.

1. Etappe: Berlin—Magdeburg 143 km. Start am 11. Juni früh.

Startfolge der Flieger	Abflugszeit	Ankunftszeit	Zwischenlandung und Ursache	Flugzeit	Bemerkungen
Lindpaintner	5 ¹¹	7 ³⁴	Durchgeflogen	2 Std 7 Min.	
Vollmöller	5 ¹⁵	13. Juni	Potsdam. Kurbelwellenbrüche		a. 13. Juni nochmals gestartet, Motor ausgew.

Startfolge der Flieger	Abflugszeit	Ankunftszeit	Zwischenlandung und Ursache	Flugzeit	Bemerkungen
Reichardt	5 ³⁰		Parchau bei Burg. Benzinmangel		
Schauenburg	5 ³⁶	13. Juni 5 ¹⁴	Brandenburg Kühler undicht	47 ⁴⁸	
Karl Müller	5 ⁴⁴	13. Juni 5 ⁵ früh	Wannsee. Ölverlust, weil Ölrohnmutter gelöst	Aufgegeben	Unfall bei der Landung in Magdeburg
König	5 ⁴⁸	5 ¹ abends	Kade b. Genthin. böiger Wind	23 ¹³	
Thelen	5 ⁵¹	5 ⁶ abends	Lostau b. Magdeburg. Benzinmangel		Flugzeug beschädigt

gestartet am 12. Juni früh (offiziell gestartet):

Laitsch	3 ⁵	8 ⁴⁵ abends	Möser bei Magdeburg	24 ¹³	11. Juni 8 ⁴⁰
Büchner	3 ⁵⁴	7 ¹⁷	Heyrotsberge. stark. Gegenwind Benzinmangel	10 ³⁷	11. Juni 8 ⁴⁰
Jeannin	3 ⁴⁰				11. Juni 8 ³⁸
Wittenstein	4 ⁶	8 ³⁹ abd.	Rietzel bei Burg	11 ⁴⁷	11. Juni 8 ⁴²

2. Etappe: Magdeburg—Schwerin 176 km. Start am 13. Juni früh.

Wiencziers	4 ¹¹	6 ⁵		1 Std. 54 Min.	
Büchner	4 ¹⁸	5 ⁵³ abends	Gräbenitz. Benzinrohrbruch		
Lindpaintner	4 ²⁴	6 ³³		1 Std. 59 Min.	
König	4 ²⁷	7 ⁵		2 Std. 38 Min.	
Laitsch	4 ⁴³		b. Braunschweig. verfliegen		Orientierung verloren
Wittenstein	8 ¹⁵	5 ⁴⁶ abends	Hagenow. Benzinmangel		

3. Etappe: Schwerin—Hamburg 125 km. Start am 15. Juni früh.

Wiencziers	4 ¹	16. Juni 8 ⁹ abd.	Kirchstenbeck. Nebel		Anlaufgestell beschädigt
Lindpaintner	4 ¹	10 ¹³	Seedorf b. Mölln.		Motor unregelmäßig ausgew.
Büchner	4 ⁸	6 ³⁰			
König	7 ³⁵	16. Juni abends 5 ³⁶ mgs	Rosenberg. böiger Wind		
Wittenstein	16. Juni 7 ³⁰ abd				außer Konkurrenz

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. P. 23 078. Höhensteuer für Flugzeuge mit mehreren übereinander liegenden Steuerflächen. Pega-Emich-Sommer G. m. b. H., Griesheim a. M. A 1. 5. 09. E 22. 7. 11.

77 h. S. 29 468. Drachenfliet mit an den Verspannungsgliedern des Gerüsts aufgespannten und kastendrachenförmigen Tragflächengruppen. John Seiler, Union Hill, New Jersey, V. St. A.; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 22. 7. 09. E 22. 7. 11. Priorität aus der Anmeldung in den Vereinigten Staaten von Amerika vom 5. 8. 08 anerkannt.

77 h. R. 31 703. Schraubenpropeller, angetrieben durch einen Motor mit umlaufenden Zylindern; Zus. zu Pat. 224 053. Dr.-Ing. Hans Reißner, Aachen, Lütticherstr. 166. A 30. 9. 10. E 15. 7. 11.

77 h. B. 55 813. Schwenkbarer Doppelpropeller mit in einer Ebene entgegengesetzt umlaufenden Propellern mit verstellbaren Flügeln. Friedrich Beuke, Bielefeld, Siegfriedstr. 45. A 29. 9. 09.

77 h. H. 51 862. Einrichtung zur Beseitigung der schädlichen Auftriebswirkung beim Abwerfen von schweren Sprengkörpern aus Luftschiffen; Zus. zu Pat. 234 009. Wilhelm Höltring, Radevormwald, Rhld. A 19. 9. 10. E 1. 8. 11.

77 h. H. 52 078. Steuervorrichtung für Drachenfliet; Zus. zu Pat. 222 493. Joseph Hofmann, Genf; Vertr.: Max Hofmann, München, Adalbertstr. 49. A 15. 10. 10. E 1. 8. 11.

77 h. G. 30 310. Gleichgewichtsregelung für Flugzeuge. Anton Gammisch, Charlottenburg, Kantstr. 78. 5. 11. 09.

77 h. K. 39 404. Propeller mit um die Längsachse drehbaren Flügeln. Benoit de Keersmaecker, Wolverthem; Vertr.: Deißler, Dr. Döllner, Seiler, Maemcke u. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 4. 12. 08. E 6. 8. 11.

77 h. S. 32 447. Fallschirmmantel mit Stahlstab-Versteifung. Rudolph Swoboda, Dresden-A., Markgraf Heinrichstr. 17. 21. 10. 10.

77 h. W. 34 859. Vorrichtung zur Erlernung des Fliegens. William Howell Walters, Broad Haven, Wales; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw. Berlin SW. A 10. 5. 10. E 8. 8. 11.

46 b. G. 32 303. Steuerung für Viertaktmotoren mit paarweise angeordneten Zylindern. André Guéret, Neuilly a. Seine; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 17. 8. 10. E 18. 7. 11.

46 b. K. 45 517. Steuerung für Explosionskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern. Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Frankenallee 89. A 26. 8. 10. E 18. 7. 11.

46 c. B. 60 793. Zündvorrichtung mit parallel geschalteten Zündkerzen. Bergmann-Elektrizitäts-Werke, A.-G., Berlin. A 15. 11. 10. E 29. 7. 11.

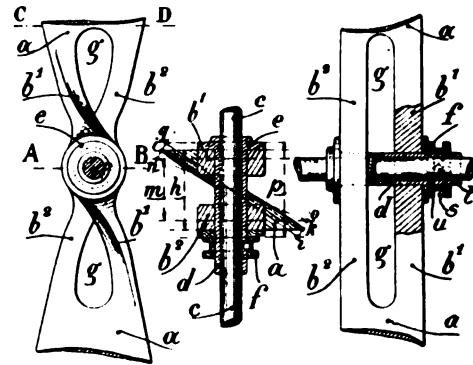
46 c. G. 33 049. Doppelzündkerze für Explosionskraftmaschinen. Leo Graf, Berlin, Auguststr. 87. A 7. 12. 10. E 29. 7. 11.

46 c. S. 30 562. Vereinigter Einlaß- und Auslaßdrehchieber für mehrzylindrige Verbrennungskraftmaschinen mit einem inneren und einem äußeren zylindrischen Schieberspiegel und von ringförmigem Querschnitt. John Edward Sears, Hendon, Engl.; Vertr. B. Tolksdorf. Pat.-Anw. Berlin W. 9. A 4. 1. 10. E 1. 8. 11. Priorität aus der Anmeldung vom 29. 1. 09. anerkannt.

Auszüge aus Patentschriften.

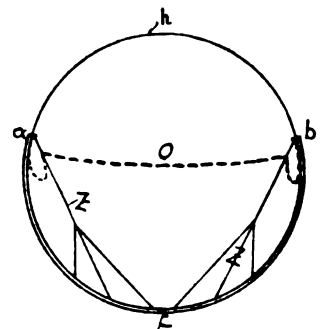
230 581. Holzpropeller für Luftfahrzeuge mit veränderlicher Ganghöhe. Lucian Chauvière, Paris. Die Luftschraube *a* ist in ihrem mittleren Teil mit einem Ausschnitt *g* versehen, wodurch die Schraube in die beiden Teile *b* 1, *b* 2 geteilt ist. Die Nabe *d* der Schraube hat auf der einen Seite einen festen Flansch *e*; auf der anderen Seite einen beweglichen Flansch *f*, der mittels der Spiralnute *i* beim Verschieben die beiden Teile *b* 1, *b* 2 zusammenpreßt. In nicht zusammengepreßtem Zustande hat die Schraube die Länge *h*, und die Flügel *a* der Schraube haben dabei die Stellung *i-k*. Werden die beiden Teile *b* 1, *b* 2 bis auf die Länge *m* zusammengepreßt, so nehmen die Flügel *a* die Stellung *n-o* ein, d. h. die Steigung der

Schraube wird geringer. Vergrößert man dagegen den Abstand der Teile *b* 1, *b* 2 bis zur Länge *p*, so nehmen die Flügel *a* die Stellung *q-r* an, d. h. die Steigung wird vergrößert. Der Flansch *f* ist mit einer Ringnute *s* versehen, in welcher ein Gabelhebel angreifen kann, wodurch die Steigung der Schraube auch während des Laufens verändert werden kann.



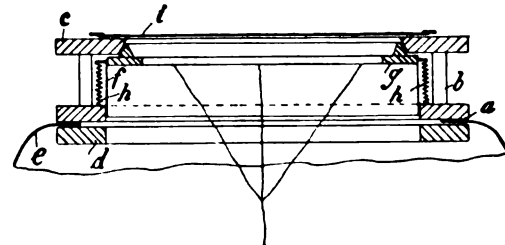
Nr. 230 581.

231 764. Prallluftschiff-Tragkörper. Luftfahrzeug System Bloos G. m. b. H., Berlin. — Um bei Prallluftschiffen ohne Ballonette auszukommen, und die Wirkung derselben zu ersetzen, können an beiden Enden Teile des Tragkörpers durch Zugseile *s* eingezogen werden, wodurch das Volumen des Gasraumes verkleinert wird. Um nach außen die Form zu erhalten, wird dieser Teil des Tragkörpers durch einen starren Mantel *a, b, c* überdeckt. Der Raum zwischen diesem starren Mantel und der eingezogenen Stoffwand (bei *o* punktiert gezeichnet) füllt sich dann mit atmosphärischer Luft.



Nr. 231 764.

230 623. Ballonventil. Vereinigte Gummiwarenfabriken Harburg-Wien, vormals Menier-J. N. Reithoffer in Harburg a. E. Das Ballonventil ist vom Überdruck im Ballon unabhängig. Das Anpressen auf den Sitz erfolgt daher allein durch die Spiralfedern *h*, die beim Aufziehen des Ventils zusammen-



Nr. 230 623.

gedrückt werden, wobei sich die aus elastischem Stoff bestehende zylindrische Seitenwand des Ventils *f* herunterschleibt oder in Falten zusammenlegt. Das eigentliche Ventil bildet daher einen Ring *g*, ebenso der Ventilsitz *c*, welcher jedoch mit einem Deckel *i* versehen ist. Mittels der Ringe *a* und *d* wird das Ventil im Ballon *e* befestigt. *b* sind Stützen, welche den Ventilsitz *c* tragen.

Am 9. Juni 1911 ist

HERR GEORG SCHENDEL

bei einem seiner beispiellos kühnen Höhenflüge im 26. Lebensjahre tödlich verunglückt. Wir betrauern in ihm einen treuen und talentvollen Mitarbeiter, der noch zu großen Hoffnungen auf den Gebieten der theoretischen und praktischen Flugtechnik berechtigt hätte.

Wir werden ihm ein treues Andenken bewahren.

Die Schriftleitung der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
VORREITER PRANDTL

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN DR. S. FINSTERWALDER	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E. DR. FRITZ HUTH E. JOSSE	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER DR.-ING. A. VON PARSEVAL	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE A. WAGENER
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANKIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

15. Juli 1911.

Heft 13.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24-maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. Mit Tafel VII. S. 165.
Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik der
Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von
Dr.-Ing. F. Bendemann. (Schluß.) S. 167.

Neue Luftschiffe. S. 169.
Neue Flugzeuge. Von Dr. V. Quittner, Dipl.-Ing. und Hauptm. Robitzsch. S. 169.
Flugschau. S. 173. — Luftschiffahrt. S. 173. — Militärflugschau. S. 173. —
Patentschau. S. 175.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

8. Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen.

(Mit Tafel VII.)

Über das gleiche Thema ist bereits in einer früheren Mitteilung (vergl. Jahrgang 1910, Heft 11 dieser Zeitschrift) berichtet worden. Damals war an drei kupfernen (galvanoplastisch hergestellten) Modellen ähnlich der Form von Lenkballonen einerseits mittels einer Wägevorrückung der gesamte (aus Druck- und Reibungswiderstand bestehende) Luftwiderstand bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten gemessen worden, andererseits war, um eine Trennung der beiden Anteile des Widerstandes zu ermöglichen, eine Messung der Druckverteilung längs der Oberfläche ausgeführt worden. Da der Druckwiderstand die Resultierende der von der Luft ausgeübten Normaldrücke darstellt, so konnte er durch Integration der gemessenen Druckverteilung über die Oberfläche leicht ermittelt werden, der Reibungswiderstand ergab sich dann als Differenz des Gesamtwiderstandes und des Druckwiderstandes.

Im folgenden soll über weitere Messungen dieser Art berichtet werden; gemessen wurden vier neue Modelle, außerdem sind die Messungen an den damals mit II und III bezeichneten Modellen zur Kontrolle wiederholt worden. Die Werte haben sich dabei zum Teil etwas anders ergeben; die Abweichungen zeigen, daß die Messungen, besonders die Bestimmung des Gesamtwiderstandes, nicht allzu genau sind. Die Genauigkeit ließ sich leider nicht weiter treiben, da bei den sehr geringen Windkräften (maximal noch nicht

20 g) das tote Modellgewicht (rund 3 kg) eine zu große Rolle spielte, auch fiel der Widerstand der Aufhängung, der trotz der Verwendung von Stahldrähten von nur 0,15 mm Dicke etwa halb so groß wie der der Modelle war, sehr störend ins Gewicht. Die im folgenden mitgeteilten Werte können daher nicht Anspruch auf sehr hohe Genauigkeit machen. Die Form der Modelle ist so gewählt, daß sie einerseits von vornherein als hydrodynamisch günstig, also geringen Widerstand bietend angenommen werden konnten, und daß besonders auch eine Berechnung der Strömung der idealen Flüssigkeit (Potentialströmung) für die Modelle möglich war. Auf die Methode dieser Berechnung einzugehen würde hier zu weit führen, doch soll das wesentlichste Resultat derselben, nämlich der theoretische Druckverlauf, für einige Modelle zum Vergleich mit dem gemessenen angegeben werden.

In Fig. 40—45, Taf. VII, sind die sechs Modellformen verkleinert wiedergegeben, und zwar ist das linke Ende das Vorderteil. Das Modell I entspricht dem Modell II der früheren Mitteilung, Modell IV dem Modell III derselben. Sämtliche Modelle besitzen gleiches Volumen und gleiche Oberfläche (das Volumen eines Lenkballonkörpers ist durch den zu erreichenden Auftrieb gegeben, es handelt sich also darum, der Hülle, deren Oberfläche durch die verfügbare Stoffmenge ebenfalls als gegeben angesehen werden kann, eine Form möglichst geringen Widerstandes zu geben). Das Volumen aller Modelle beträgt 0,0182 cbm, ihre Oberfläche 0,479 qm.

An den Modellen ist wie früher die Druckverteilung gemessen worden, indem feine Anbohrungen, die längs eines Meridians der Modelle angebracht waren, nach ein-

ander mit einem Mikromanometer in Verbindung gesetzt wurden. Bei einer Kontrollmessung an den früher bereits gemessenen Modellen ergaben sich fast dieselben Werte, so daß also die Ermittlung des Druckverlaufs, die bei einer Luftgeschwindigkeit von 9,81 m/Sek. ausgeführt wurde, auf einige Zuverlässigkeit Anspruch erheben kann. In den Fig. 46—48, Taf. VII, ist für drei der neuen Modelle der gemessene Druckverlauf aufgetragen, und zwar von der Achse der Modelle als Nulllinie aus. Diese entspricht also dem in dem ungestörten Luftstrom herrschenden statischen Druck, die oberhalb der Mittellinie gelegenen Teile der Druckkurve bedeuten Überdruck, die unterhalb derselben gelegenen Unterdruck. Der größte Überdruck herrscht am Scheitel des Modells; er ist, wie es auch die Theorie fordert, gleich der Geschwindigkeitshöhe der Strömung $\left(\frac{v^2}{2g}\right)$. In den genannten Figuren ist auch der theoretische Druckverlauf gestrichelt eingetragen; der Vergleich der beiden Kurven gibt ein gutes Mittel an die Hand, zu untersuchen, an welchen Stellen der Modelle durch Wirbel größere Abweichungen von der idealen Strömung, die den Druckwiderstand Null ergeben würde, entstehen. Im allgemeinen zeigt sich eine gute Übereinstimmung zwischen der gemessenen und der theoretischen Druckverteilung; daraus erklärt sich auch der geringe Widerstand, den die Modelle bei der Messung ergaben. Größere Abweichungen zeigen sich nur am hinteren Ende, wo sich, analog dem Kielwasser des Schiffes, Wirbel ausbilden. Theoretisch müßte der Druck am hinteren Ende wieder auf den Wert der Geschwindigkeitshöhe ansteigen, in Wirklichkeit wird dies aber nie erreicht, und in dieser Abweichung haben wir die Hauptquelle des Druckwiderstandes zu suchen. Der Druckwiderstand der Modelle ist wieder durch Integration des Druckes über die Oberfläche ermittelt worden, indem p als Funktion von πr^2 aufgetragen wurde (r ist der Radius des Modellquerschnitts an der Stelle wo p gemessen wurde). Der Druckwiderstand ist dann

$$W_1 = \int p d(\pi r^2)$$

(vergl. Jahrgang 1910 dieser Zeitschrift, S. 75). Das Integral kann leicht mittels Planimeters ausgewertet werden. Da alle Drücke proportional der Geschwindigkeitshöhe sind, so ergibt sich der Druckwiderstand ebenfalls proportional der Dichte der Luft und dem Quadrat der Luftgeschwindigkeit. Obwohl die Druckverteilung bei Modell I und IV mit der früher gemessenen fast ganz übereinstimmte, ergab sich der Wert des Druckwiderstandes doch etwas anders, da das Integral sich als die kleine Differenz zwischen zwei fast gleichen Flächen darstellt, also durch geringe Änderungen in der Druckverteilung sehr beeinflußt werden kann.

In der früheren Mitteilung waren die Widerstände auf den Hauptspantquerschnitt bezogen, es ist aber zweckmäßiger, wie Prof. Prandtl in dieser Zeitschrift (1910 S. 159) auseinandergesetzt hat, sie auf $V^{2/3}$ zu beziehen, da für die Beurteilung der Güte der Form das Volumen und nicht der Hauptspantquerschnitt maßgebend ist. Der Wert von $V^{2/3}$ ist für alle Modelle derselbe, nämlich 0,0692 qm. Schreiben wir also den Druckwiderstand in der Form:

$$W_1 = \xi_1 \cdot V^{2/3} \cdot v^2 \frac{\gamma}{g},$$

so erhalten wir für die sechs Modelle folgende Werte von ξ_1 :

Modell:	I	II	III	IV	V	VI
ξ_1 :	0,00945	0,01060	0,01050	0,00816	0,00853	0,00927.

Ebenso wie früher wurde dann für die sechs Modelle der Gesamtwiderstand W gemessen. Der Gesamtwider-

stand ist für die sechs Modelle in Fig. 49, Taf. VII, als Funktion der Geschwindigkeit aufgetragen. Die Messungen sind ausgeführt bei einer Temperatur der Luft von 20° und einem Barometerstand von 751 mm, also einem spezifischen Gewicht der Luft von $1,19 \frac{\text{kg}}{\text{cbm}}$. Bezieht man den Gesamtwiderstand ebenfalls wie den Druckwiderstand auf $V^{2/3}$ ($W = \xi \cdot V^{2/3} \cdot v^2 \cdot \frac{\gamma}{g}$), so ergibt sich für die Abhängigkeit der ξ -Werte von der Geschwindigkeit der in Fig. 50, Taf. VII, dargestellte Verlauf (das Diagramm ist nach den Kurven von Fig. 44, Taf. VII, berechnet, nicht nach den ursprünglichen Meßwerten). Entsprechend der Zerlegung von W in Druck- und Reibungswiderstand zerfällt ξ in zwei Teile, von denen der eine (ξ_1) als konstant anzusehen ist, während der dem Reibungswiderstand entsprechende (ξ_2) mit zunehmender Geschwindigkeit abnimmt. Damit wäre auch der Reibungswiderstand auf $V^{2/3}$ bezogen, es ist aber naturgemäßer, ihn auf die Oberfläche O zu beziehen, da deren Größe für ihn maßgebend ist. Um den Widerstandskoeffizienten von der Geschwindigkeit unabhängig zu machen, wollen wir versuchen, den Reibungswiderstand in der Form darzustellen:

$$W_{2\text{kg}} = \alpha \cdot O^{\frac{\beta}{2}} \cdot v_{\text{m/sec}}^2.$$

(Der Exponent $\frac{\beta}{2}$ von O folgt aus den Dimensionsbetrachtungen, vergl. die Auseinandersetzungen von Professor Prandtl in Heft 13 von Bd. I der Zeitschrift, S. 158). Um den Wert des Exponenten β zu bestimmen, trägt man (mittels Logarithmenpapiers) $\log W_2$ als Funktion von $\log v$ auf. Wenn es dann möglich ist, durch die erhaltenen Punkte eine Gerade zu legen, so ist β gleich der Tangente ihres Neigungswinkels. Auf diese Weise ergeben sich für die sechs Modelle folgende Werte von α und β :

Modell:	I	II	III	IV	V	VI
$\alpha \cdot 10^4 =$	2,06	2,55	2,16	2,50	2,59	2,24
$\beta =$	1,74	1,78	1,81	1,49	1,54	1,48

Der Reibungswiderstand wächst also jedenfalls mit einer geringeren als der zweiten Potenz der Geschwindigkeit.¹⁾ In dieser Darstellungsweise ist allerdings α auch keine Konstante, sondern noch abhängig von der Größe der Dichte und der Zähigkeit der Luft; da diese jedoch nur wenig variieren, können die vorstehenden Angaben als praktisch ausreichend angesehen werden.

Der Gesamtwiderstand der Modelle wurde auch noch für den Fall bestimmt, daß das schlankere Ende dem Luftstrom entgegengekehrt war (Luftstrom von rechts in Fig. 40—45, Taf. VII). Für die Geschwindigkeit von 9,8 m/Sek. ergaben sich die folgenden Werte für den Koeffizienten des Gesamtwiderstandes:

Modell:	I	II	III	IV	V	VI
$\xi =$	0,0392	0,0462	0,0356	0,0158	0,0165	0,0152

Zum Vergleich seien die Zahlen für die normale Stellung (Luftstrom von links in Fig. 40—45, Taf. VII) dazu geschrieben:

$$\xi = 0,0165 \quad 0,0202 \quad 0,0198 \quad 0,0130 \quad 0,0144 \quad 0,0134$$

Man sieht aus den Zahlen deutlich, daß es richtig ist, den größten Durchmesser vor die Mitte zu legen. Die Form IV gibt dabei durchweg die kleinsten Widerstände, ihr zunächst stehen VI und V.

G. Fuhrmann.

¹⁾ Von A. F. Zahm in Washington ist gefunden worden, daß der Reibungswiderstand der Luft (an hölzernen Brettern) mit der 1,85ten Potenz der Geschwindigkeit und mit der 0,93ten Potenz der Länge wächst (vgl. Phil. Mag. 1904, S. 54).

8. G. FUHRMANN, Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen.

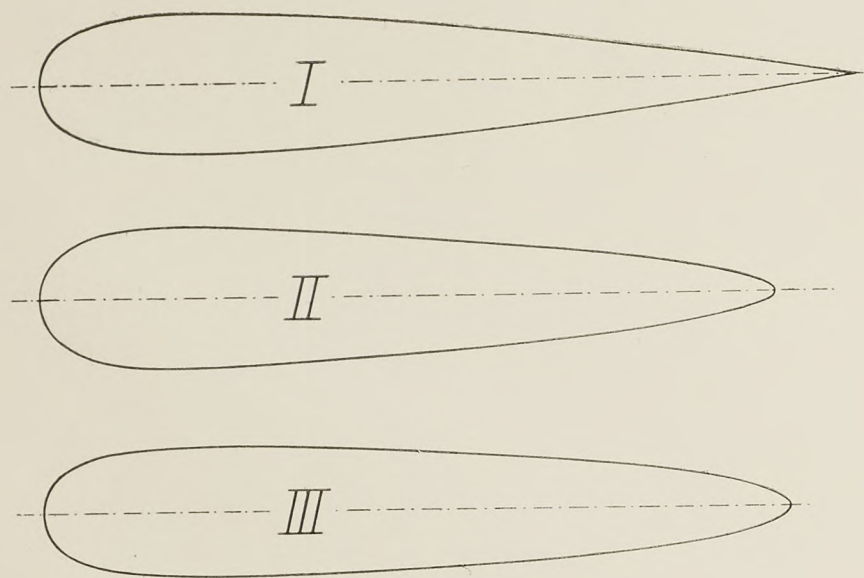


Fig. 40-42.

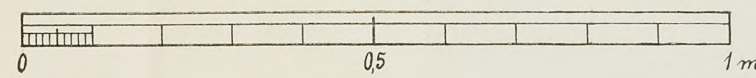
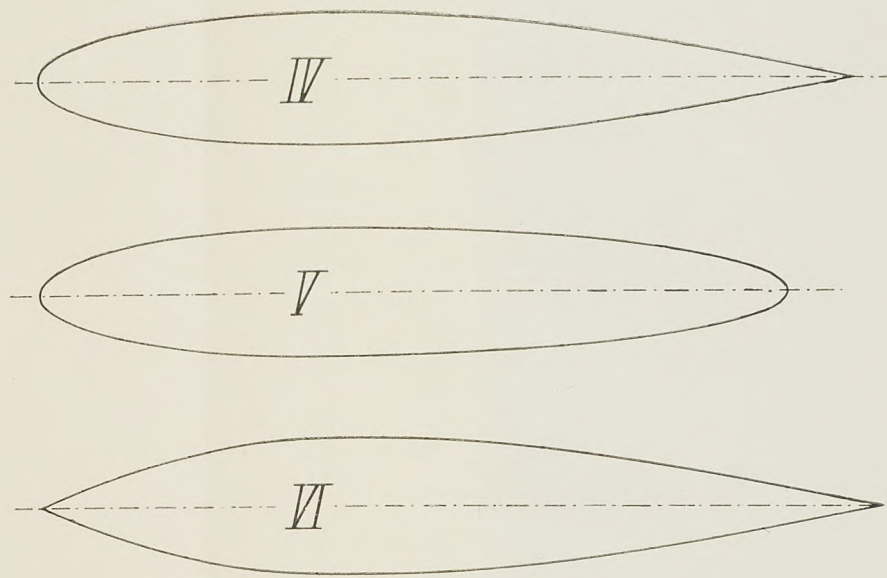


Fig. 43-45.

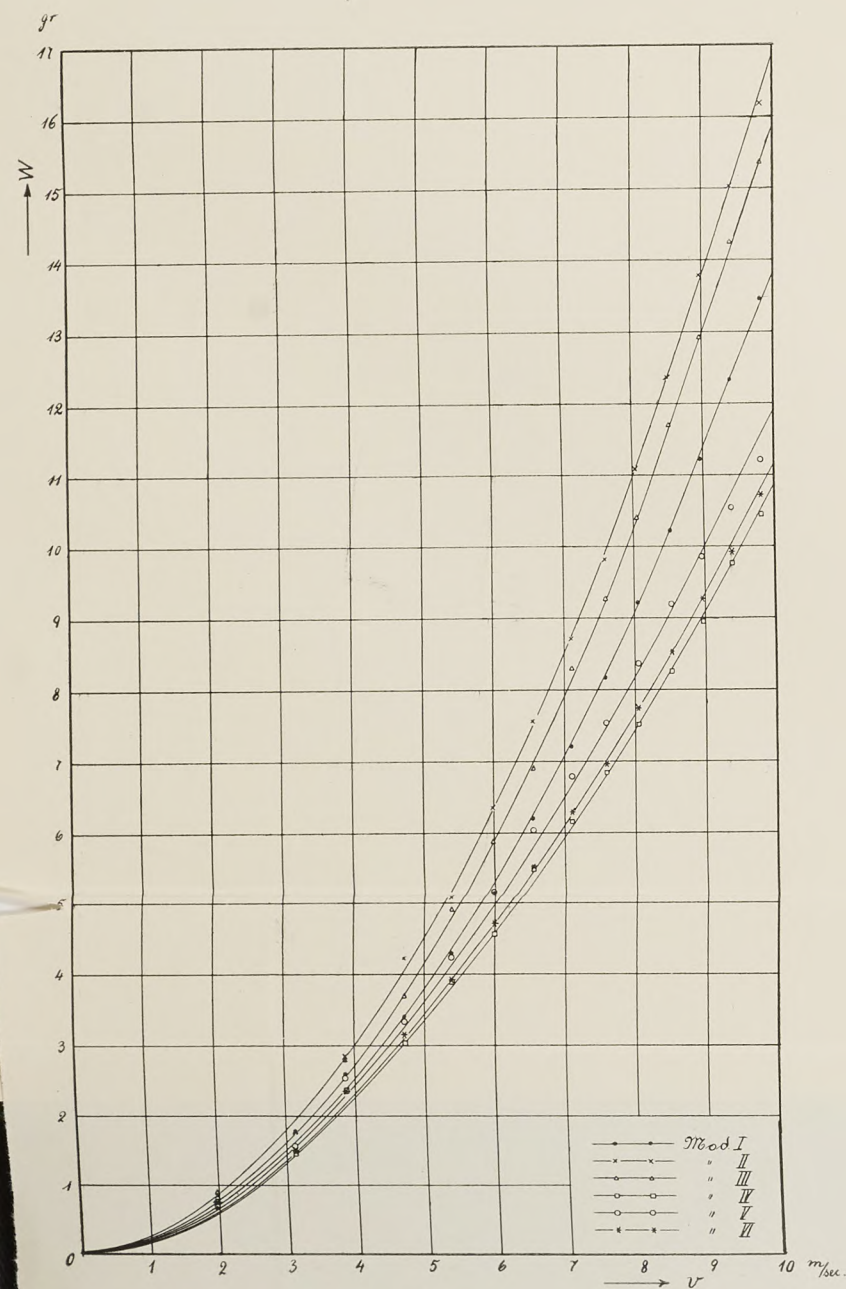


Fig. 49.

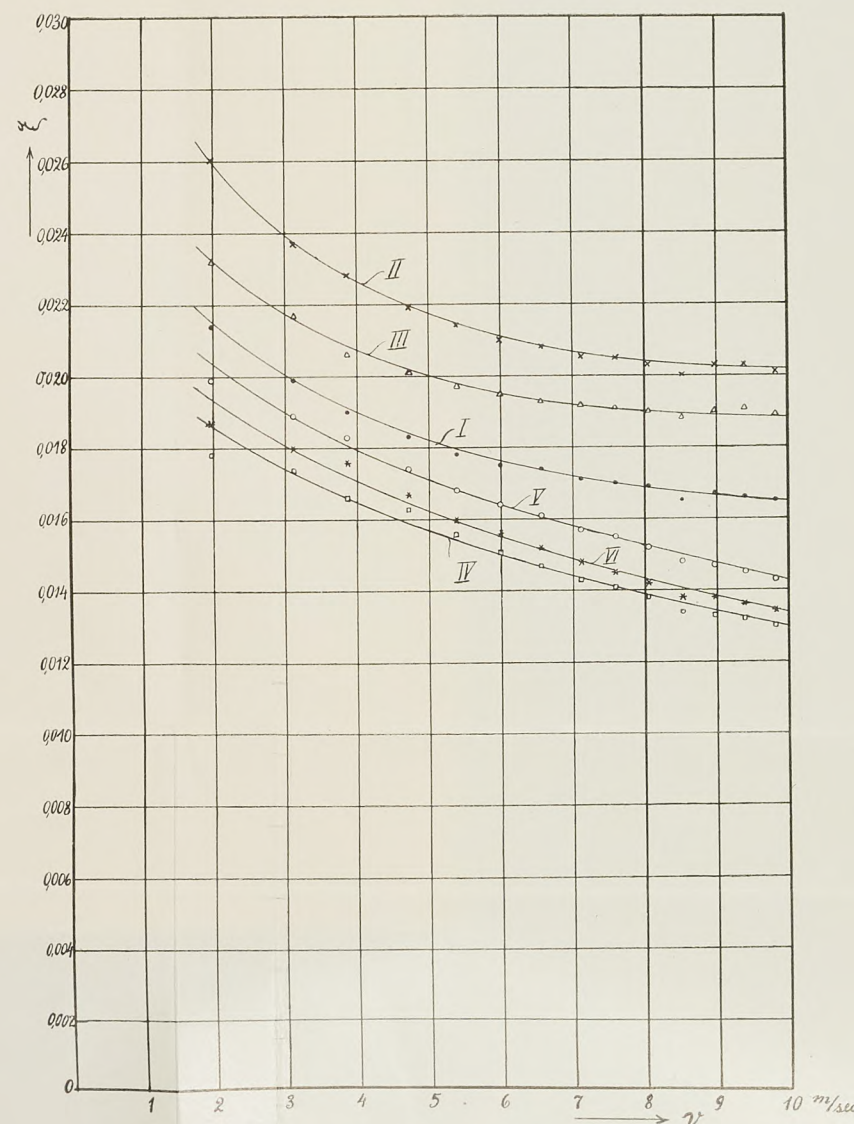


Fig. 50.

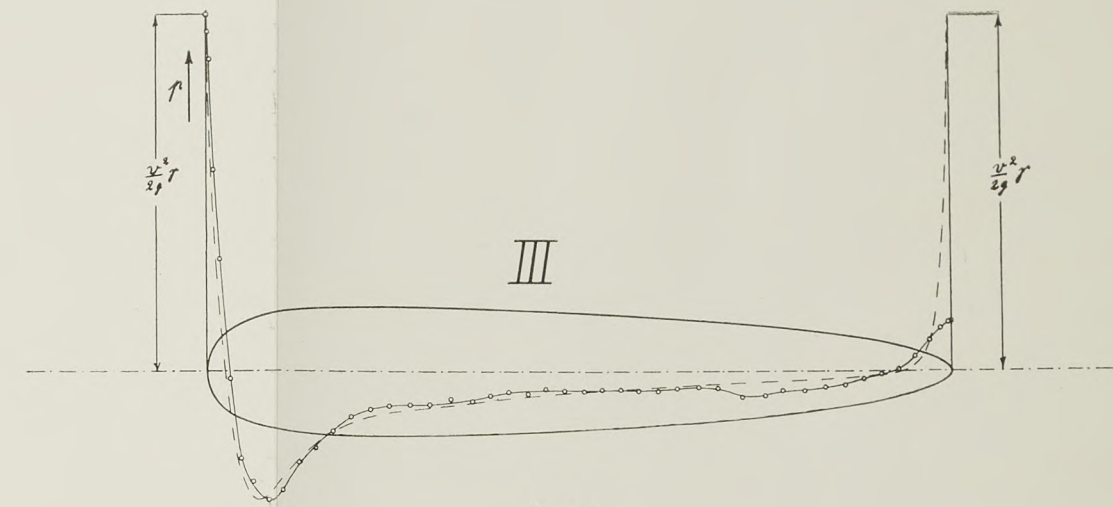


Fig. 46.

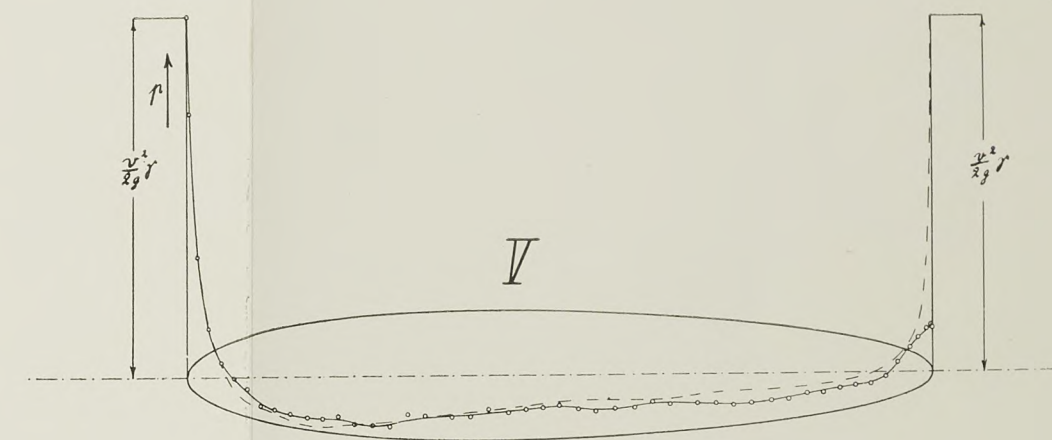


Fig. 47.

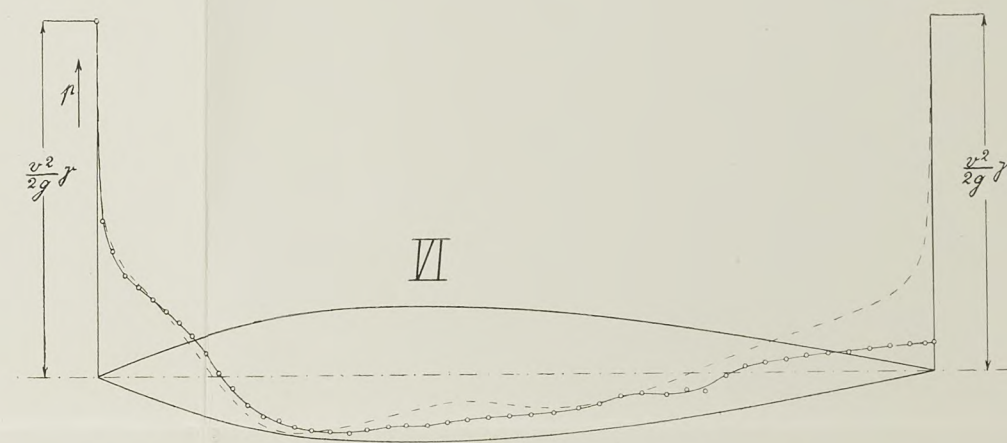


Fig. 48.

Fig. 40-45. Modellformen.

Fig. 46-48. Druckverteilung an den Ballonmodellen.

Fig. 49. Abhängigkeit des Gesamtwiderstandes von der Geschwindigkeit.

Fig. 50. „ der Widerstandsziffer

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.¹⁾

Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Schluß.)

Einige neuere Gesichtspunkte zur Frage der Flügelprofile.

Die eindringlichere Bearbeitung der hydrodynamischen Fragen, die durch die Fortschritte der Luftfahrt angeregt wurde, hat verschiedene neue Gesichtspunkte hereingetragen.

Zunächst sind allerdings nur die Vorgänge an geradlinig fortschreitenden Drachenflügeln durch theoretische Forschungen ziemlich weitgehend geklärt worden. Auf kreisende Schraubenflügel, auch ohne axial-fortschreitende Bewegung, dürfen die Ergebnisse dieser Arbeiten im allgemeinen nicht übertragen werden, vor allem, weil solche, in rascher Folge denselben Raum bestreichend, eine annähernd kontinuierliche Strahlbewegung erzeugen, die selbst bei großen, langsam laufenden Schrauben ganz verschieden ist von der wellenförmigen Luftbewegung, die bei einzelnen (sich nicht in kurzem Abstand folgenden) Drachenflügeln entsteht, und die eine besonders günstige Umsetzung der antriebskraft in senkrechten Auftrieb möglich macht. Aber gewisse Berührungspunkte zwischen beiden Fällen bleiben bestehen, und es wird nicht unnütz sein, einen Blick auf die neuesten Ergebnisse der Flügeltheorie zu werfen.

Zunächst möchten wir einmal ausdrücklich auf einen Punkt hinweisen, der zwar keineswegs neu ist und schon öfters berührt wurde, der aber selbst in wissenschaftlichen Arbeiten noch immer merkwürdig wenig beachtet wird: Die große Bedeutung der Rücken- oder Saugseite von Flügeln jeder Art. (Flügel nennen wir alle Körper, die durch ihre Bewegung dynamische Trag- oder Treibkräfte wecken sollen, ob sie sich nun gradlinig, kreisend oder sonstwie bewegen.)

In der langen Entwicklungsgeschichte der Schiffschrauben hat man der Frage der Profilformen meist wenig Beachtung geschenkt. Man pflegt stillschweigend von der verständlichen Annahme auszugehen, daß es besonders auf gute Form der Druckseite ankomme, und daß ein möglichst dünnes, besonders vorn scharf geschnittenes Profil die besten Wirkungen verspreche. Man berechnet also nach dem Steigungsgesetz, das die Betriebsverhältnisse und gewisse bewährte Regeln verlangen, die Schraube als eine mathematische Fläche, nimmt diese als Druckseite und legt das zur Festigkeit nötige Material zu sichelförmigem Querschnitt auf. Die besondere Form der Saugseite bleibt ziemlich unbestimmt und mehr oder weniger dem Zufall überlassen, während man die Druckseite oft sogar noch durch kostspielige Bearbeitung genau auf die berechnete Form zu bringen sucht.

In den vorliegenden Arbeiten über die Berechnung der Luftschrauben hat man sich bisher ebenfalls an diesen Vorgang gehalten.

Eine einfache Überlegung auf längst bekannter Grundlage führt aber bereits zu der Erkenntnis, daß auf der Saugseite eines Flügels jeder Art weit höhere Relativgeschwindigkeiten herrschen müssen, als auf seiner Druckseite²⁾. Denn nach dem allgemeinen Gesetz, das aus den Grundgleichungen der Hydrodynamik hervorgeht, muß die Summe von hydrostatischem Flüssigkeitsdruck (P) und Geschwindig-

keitshöhe $\left(w^2 \frac{\gamma}{2g}\right)$ an jedem Punkte eines zusammenhängend erfüllten Raumes immer den gleichen Wert (P_0) haben (falls man, wie in unseren Fragen immer zulässig, Niveauhöhenunterschiede vernachlässigen darf). Daraus folgt ohne weiteres, daß auf der Seite eines Körpers, von der erhöhter Druck auf ihn wirken soll, niedrigere Geschwindigkeiten bestehen müssen als auf der Gegenseite. Man versteht das, wenn man zunächst den Körper in bewegter Flüssigkeit feststehend denkt; es muß aber nach dem Gesetz von Kraft und Gegenkraft auch umgekehrt gelten, für Schraubenflügel sowohl wie für Drachenflügel. Denn auch jene können wir uns feststehend und den ganzen umgebenden Luftraum rückwärts kreisend denken.

Hohe Relativgeschwindigkeiten, die somit unter allen Umständen auf der Saugseite bestehen müssen, lassen nun weiter darauf schließen, daß Unregelmäßigkeiten der Rückenfläche viel stärker zu schädlichen Wirbelbildungen Anstoß geben, als Unregelmäßigkeiten der Druckseite; und die beiderseits erzeugten Verluste werden mindestens in quadratischem Verhältnis der beiderseits herrschenden Relativgeschwindigkeiten stehen.

Wir haben durch einige besondere Versuche, deren Ergebnisse in Abschnitt 2 (Nr. 11) mitgeteilt wurden, noch den praktischen Nachweis gebracht, daß das in hohem Maße auch bei kreisenden Flügeln der Fall ist. Im Flugzeugbau wird dieser Erkenntnis auch schon von bewanderten Konstrukteuren bei der Formgebung von Drachenflügeln Rechnung getragen. Bei Luftschraubenflügeln findet man dagegen aufgenietete Arme, Vorsprünge und sonstige durch die Konstruktion bedingte Unregelmäßigkeiten noch mit Vorliebe gerade auf die Saugseite gelegt, die man ebenso gut auf die Druckseite hätte bringen können, in deren Mitte sie nach unseren Versuchen fast ganz unschädlich sind.

Von derartigen Unregelmäßigkeiten abgesehen ist aus vorstehender Überlegung weiters zu folgern, daß es auf die besondere Formgebung der Saugseite mindestens ebenso sehr ankommt, wie bei der Druckseite.

Im allgemeinen müssen beide Flächen schon der notwendigen Konstruktionsdicke wegen verschieden gekrümmt sein. Gleichgeformte, äquidistante Flächen auf beiden Seiten, wie man sie als Ersatz für eine mathematische Fläche gern annimmt, sind aber, wie sich noch zeigen wird, wahrscheinlich auch grundsätzlich gar nicht erstrebenswert. Scharfe Austrittskante und stetige Verjüngung nach dieser Kante hin ist jedenfalls eine der ersten Bedingungen guter Wirkung.

Bestimmte nähere Vorschriften für die besondere Formgebung dieser Flächen vermag die Theorie einstweilen nicht herzuleiten. Die wirklichen Vorgänge an kreisenden Flügeln und auch an Drachenflügeln von begrenzter Spannweite entziehen sich als räumliches Problem noch völlig der analytischen Behandlung.

Dagegen hat die Theorie der ebenen Strömungen an unendlich breit gedachten Flügeln quer zur Bewegungsrichtung zu wichtigen Ergebnissen geführt, von denen wir einzelne Punkte, die wahrscheinlich auch für unsere Frage Belang haben mögen, kurz herausgreifen müssen.

Es handelt sich zunächst um unendlich dünn gedachte, flach gewölbte, zylindrische Schalen kreisbogenförmigen Profils, deren Sehne unter einem Winkel α schräg gegen die Bewegungsrichtung gestellt ist. M. Kutta (Aachen) und S. Tschaplign (Moskau) haben unabhängig voneinander und auf verschiedenem Wege bewiesen, daß eine wirbelfreie Strömung an solchen Schalen überhaupt nur in dem Falle $\alpha = 0^\circ$ möglich ist, wenn beide Kanten der Schale so scharf sind, wie sie bei unendlich kleiner Dicke gedacht werden. Sobald aber $\alpha > 0$ wird, muß eine der Kanten mit unendlich großer Geschwindigkeit umströmt werden. Wenn nämlich die Wiedervereinigung der durch den Flügel

¹⁾ Sonderabdrucke dieses Artikels, enthaltend die sämtlichen in den beiden Jahrgängen verstreuten Abschnitte, sind zu beziehen durch die Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg und bei sämtlichen Buchhandlungen zum Preise von M. 3,50.

²⁾ Vgl. Finsterwalder, d. Ztschr. 1910, Nr. 1, S. 6 u. f.

geteilten Strömung an dessen hinterer Kante stattfinden soll, wie es die natürlichen Bedingungen verlangen, dann muß bei $\alpha > 0$ der vorn befindliche Spaltungspunkt des mittleren Stromfadens von der vorderen Kante ab- und ein Stück in die Druckseite hineinrücken, wie es die von uns schätzungsweise gezeichnete Fig. 72 zeigt. Vom vor-

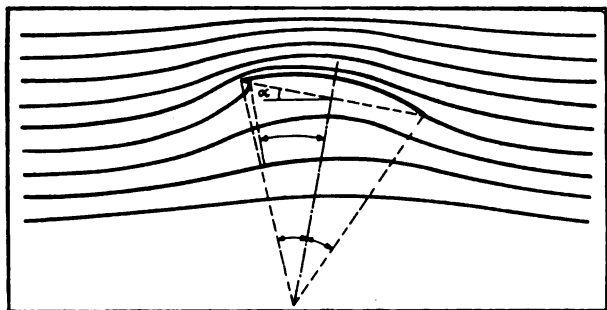


Fig. 72.

deren Spaltungspunkte aus muß der obere Zweig des mittleren Stromfadens um die vordere Kante herumfließen und an dieser Stelle unendliche Geschwindigkeiten annehmen; in ihrer Nachbarschaft entstehen außerordentlich hohe Beschleunigungen, wie sie nicht ohne Wirbelbildungen und starke Energieverluste denkbar sind.

Die Zylinderschale liefert zwar auch schon bei $\alpha = 0$ einen beträchtlichen Auftrieb, dessen Größe die von Kutta schon 1902 angegebene Gleichung ausdrückt. Praktisch ist aber mit diesem Falle offenbar gar nicht zu rechnen. Scharfe Vorderkanten müssen hiernach vielmehr geradezu als Wirbelerreger verdächtigt werden.

Um zu hohe Geschwindigkeiten zu vermeiden, verweisen die genannten Mathematiker beide auf den von der flugtechnischen Praxis nach Naturbeobachtungen längst beschrittenen Weg, die Eintrittskante mit Abrundungen zu umkleiden. Kutta gelangt sogar zu einem vollständigen Berechnungsgang zur Ermittlung der erforderlichen Ab-

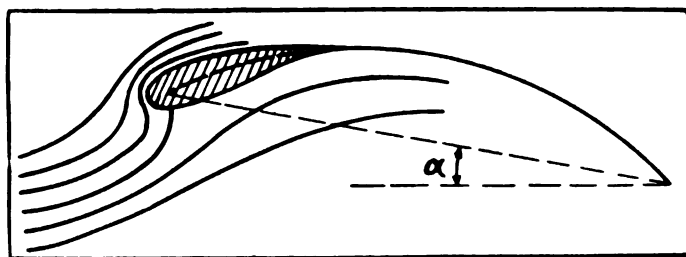


Fig. 73.

rundungsdicke, um die auftretenden Beschleunigungen innerhalb gewisser Grenzen zu halten. Die Abrundungskurven sollen, dem Charakter der Stromlinien an der Vorderkante entsprechend, parabolisch geformt sein; weiterhin soll dann der Umriß durch stetige Verbindungskurven in den ursprünglichen Kreisbogen übergehen. Fig. 73 veranschaulicht ungefähr die von Kutta beschriebene Form und den entstehenden Strömungsverlauf.¹⁾

Damit ist ein wesentlicher Punkt der Frage der Flügelformen aus dem Bereiche gefühlsmäßiger Vorstellungen und empirischen Tastens ins Licht gerückt. Nach der

¹⁾ Im letzten Heft des Aéroplane (1. Juni 1911) sucht H. Coanda, der sehr schöne Stromlinienbilder durch Rauchfaden-Photographien erhalten hat, die größte Saugwirkung der Rückseite durch starke Wirbelbildung zu erhalten. Das ist sicher nicht der richtige Weg. Man muß auf der Rückseite möglichst hohe Geschwindigkeiten und eben deshalb wirbelfreien Strömungsverlauf anstreben.

Übereinstimmung von Theorie und Erfahrung wird man annehmen dürfen, daß scharfe Vorderkanten ziemlich allgemein und nicht gerade nur bei Kreisbogenschalen schädlich sind. Im übrigen liegt in dieser Theorie noch keine nähere Vorschrift für die Formgebung, da die Kreisbogenform ja nur willkürlich als Ausgangspunkt genommen ist. Wir sind noch nicht in der Lage, darnach eindeutig bestimmte Umrißformen zu entwerfen, die vor anderen besonderen Anspruch auf Richtigkeit hätten.

Vom Standpunkte des Experimentators, der durch planmäßige Versuche die Gesetze guter Flügelwirkungen zu verfolgen sucht, wäre es aber sehr wesentlich, überhaupt nur bestimmte Formen zu besitzen, die, wenn auch ohne hydrodynamische Begründung, in einigermaßen einfacher Weise geometrisch festzulegen wären. Denn willkürlich »nach Gefühl« entworfene Formen dieser Art lassen sich unabsehbar variieren, und wenn man sie im einzelnen durch Abbildungen, durch punktweise Koordinatenangabe oder auf ähnliche Weise auch beliebig genau festlegen kann, so ist solches Vorgehen doch sehr unbefriedigend im Hinblick auf die weitere vergleichende Bearbeitung, die nur zum Ziele führen kann, wenn die untersuchten Formen sich durch eine begrenzte und möglichst geringe Zahl von Bestimmungsgrößen umschreiben lassen, die unabhängig voneinander variiert werden können. Um nicht die große Anzahl von Versuchen zu vermehren, die mit aller Sorgfalt durchgeführt und doch wissenschaftlich nicht recht verwertbar sind, muß man in die Fülle der Möglichkeiten eine gewisse Ordnung zu bringen suchen. Erst wenn gesetzmäßige variierbare Formen vorhanden sind, kann man auch die Änderungen der Wirkung gesetzmäßig verfolgen.

Wir hatten früher bei der Aufstellung unseres systematischen Versuchsplanes an Hand eines allgemein gewählten Formbeispiels (Fig. 6) eine Art der Festlegung gewählt, welche praktisch entschieden zweckmäßig und an Genauigkeit durchaus hinreichend erscheint, die aber trotz einer ziemlich Anzahl von Bestimmungsgrößen die Formen doch noch nicht eigentlich exakt festzulegen vermochte. Dabei ließen sich die Elemente vor allem noch nicht unabhängig voneinander variieren; Saug- und Druckseite, Winkelgrößen, Abrundungen, Gesamthöhe usw. stehen offenbar miteinander in geometrischem Zusammenhang, dem man aber keinen mathematischen Ausdruck zu geben vermochte. Schließlich hätten unabhängige Bestimmungsgrößen in solcher Anzahl auch zu viele Variationen verlangt, als daß man sie experimentell hätte erledigen können.

Bei der weiterhin damals aufgestellten Übersicht der hauptsächlich in Betracht kommenden Profilformen waren nur diejenigen einfach und exakt bestimmbar, die sich aus zwei Kreisbögen zusammensetzen, (deren einer im Grenzfall eine Gerade sein kann,) also die Kreissichelprofile mit scharfen Kanten auf beiden Seiten. Sie sind durch zwei Parameter zu kennzeichnen, als die man die Pfeilhöhen oder die Radien der beiden Kreisbögen oder auch die Tangentenwinkel an den Kanten wählen kann. Zu vollständiger Untersuchung müßte man etwa acht verschiedene Wölbungsmaße auf beiden Seiten durchnehmen. Das in Berücksichtigung, daß die Druckseite nicht flacher sein kann, als die Saugseite, $8! = 36$ verschiedene Formen. Die scharfe Eintrittskante widerspricht den Anforderungen der oben dargelegten Flügeltheorie. Aber im Hinblick auf die Gepflogenheiten der Praxis besonders im Schiffbau, zur Sicherung weiterer Schlußfolgerungen und in Anbetracht der notwendigen Verschiedenheit der Strömung an kreisenden Flügeln von dem für gradlinige Bewegung berechneten Vorgang schien es geboten, das Bereich dieser Formen wenigstens einigermaßen aufzuklären. Wir

haben uns auf 2 Reihen zu je 6 Formen beschränkt. Die Ergebnisse wurden schon oben mitgeteilt (vgl. Heft 12).

An Formen mit vorderer Abrundung bieten sich zunächst die durch drei Kreisbögen bestimmten »Keilformen« (Fig. 74 und 75) zu einfacher geometrischer Fest-



Fig. 74.

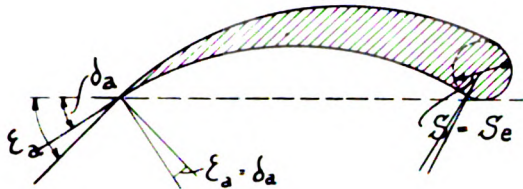


Fig. 75.

legung dar. Ihre im Grenzfall ebenen Wölbungen können von gleichem Halbmesser sein; dann liegt die Form durch Wahl dieses Halbmessers und der Abrundungsdicke S_e oder des Kantenwinkels am Austritt ($\epsilon - \delta$) fest. Dieser Winkel und die Dicke des Flügels kann so klein gemacht werden, als praktisch möglich. Aber das theoretische Erfordernis parabolischen Charakters der Kopfform ist nicht erfüllt. Es verlangt, daß die größte Dicke S mehr nach der Profilmitte zu gerückt wird; und damit beginnt die Schwierigkeit einer exakten Festlegung durch wenige, einfache Bestimmungsgrößen. Man kann mit dem Verhältnis der größten Dicke (S) zum vorderen Abrundungshalbmesser (S_e), mit ihrer Lage (B_s) in bezug auf die Flügelbreite (B) im Verein mit den Winkeländerungen (δ, ϵ) Scharen von Kombinationen willkürlich zusammenstellen, ohne diese Größen doch ganz unabhängig voneinander wählen zu können.

Unsere bisher beste Form (Nr. V) fiel in diese Gruppe. Keilformen wurden noch nicht untersucht; Formen mit vorderer Zuschärfung hatten durchweg verschlechterte Wirkungen gebracht.

Eine geometrisch bestimmte und zugleich hydrodynamisch berechenbare Kurvengattung hat nun N. Joukowski (Moskau) neuerdings gefunden, und unlängst¹⁾ hat er eine kurze Anweisung zu ihrer Konstruktion veröffentlicht. Der einfachere Sonderfall eines nach Saug- und Druckseite symmetrisch geformten Profils hat nach Fig. 5 der angezogenen Arbeit einige Ähnlichkeit mit der erwähnten ebenen Keilform (Fig. 74), doch ist der Kopf etwas parabolisch gestaltet und nach hinten sind die Keilflanken beide etwas gegen die Mittellinie des Profils eingezogen, also die Druckseite leicht nach oben, und auffallenderweise die Saugseite ebenso nach unten gewölbt. Die allgemeinere, unsymmetrische Form besitzt drei Parameter, und ihr Charakter entspricht (nach Fig. 4 a. a. O.) ziemlich den Vorstellungen, die man sich seit Lilienthals Versuchen über günstige Profilformen macht.

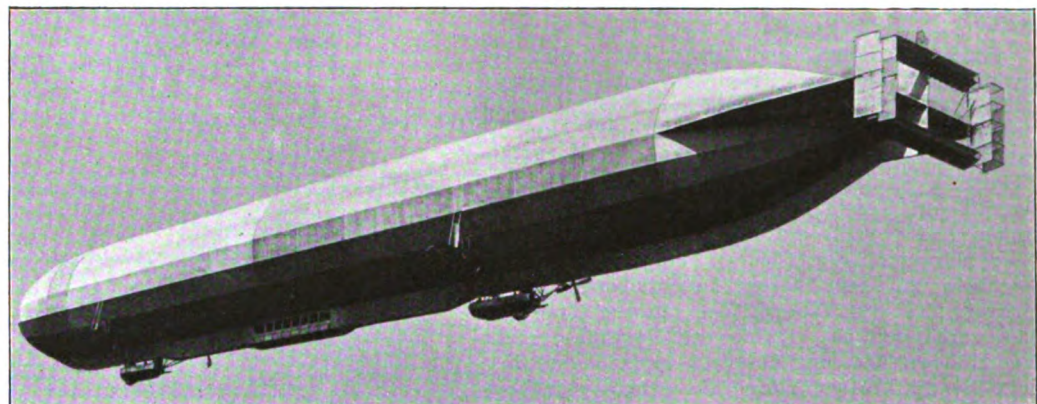
Die angegebene Konstruktion ist nicht einfach. Es ist keine »Konstruktion« im gewöhnlichen Sinne, sondern

sie verlangt punktweise Berechnung nach Größen, die man aus einer Konstruktion abgreift. Was aber die praktische Anwendung besonders erschwert, ist der Umstand, daß die schließlichen Koordinatenwerte der Kurvenpunkte durch eine Kette transzendenter Funktionen von den ursprünglich gewählten Parametern abhängen. Es scheint deshalb schwierig zu übersehen, wie man die Wahl ungefähr treffen muß, um z. B. eine aus Festigkeitsrücksichten mindestens nötige Dicke innezuhalten. Es bleibt nichts übrig, als eine Reihe von Beispielen probeweise durchzukonstruieren. Der praktische Konstrukteur wird sich nicht leicht auf solche Konstruktionen einlassen.

Joukowski stellt die Mitteilung von Modellversuchen mit solchen Formen in Aussicht; und es erscheint angezeigt, solche Profile auch als Schraubenflügel zu untersuchen, obgleich die hydrodynamischen Grundlagen ihrer Konstruktion dabei jedenfalls nicht mehr ganz maßgebend sind. Um so mehr scheint es geboten, auch einfacher bestimmbare Formen aufzusuchen und den Versuchen zu unterwerfen. Verschiedene solcher Formen, die sich in mancher Hinsicht auffallend gut an praktisch bewährte Formen anschließen und die wir weiteren Versuchen zu Grunde legen, werden wir demnächst im Zusammenhang vorführen.

Neue Luftschiffe.

Das Zeppelin-Luftschiff Z 9 ist fertiggestellt und hat mit gutem Erfolge seine Probefahrten ausgeführt. Dieses Luftschiff ist für Passagierfahrten der »Delag« bestimmt und daher wie die »Deutschland« mit einer Kabine in der Mitte des Kiels ausgerüstet. Die Motoren sind von Maybach konstruiert und treiben 4 Propeller an. Diese haben 4 Flügel und werden durch Kardanwellen angetrieben. Neu ist die Konstruktion der Höhen- und Seitensteuer, die als Doppelflächen zu beiden



Neues Zeppelin-Luftschiff »Schwaben« der »Delag«.

Seiten und über und unter den festen Stabilisierungsflächen angeordnet sind.

Neue Flugzeuge.

Von Ing. Dr. Victor Quittner und Hauptmann Robitzsch.

Zweidecker von H. Farman.

Im Anschluß an den in Heft 10, Fig. 23 u. 24, Tafel IV beschriebenen neuen Eindecker von Henry Farman sei jetzt noch auf den allerdings etwas älteren großen Militär-Zweidecker desselben Konstrukteurs hingewiesen (Fig. 23, 24, 25 auf Tafel VI Heft 12). Mit seiner Spannweite von 16 m bei 13 m Länge wie mit seinen 70 qm Tragfläche ist dieser Zweidecker eine der größten bisher gebauten Flugmaschinen. Wie bei allen Zweideckern, die er seit etwa einem Jahre baut, hat Farman auch hier das untere Tragdeck wesentlich schmaler gehalten als das obere — eine Konstruktion, auf deren Vorzüge Ing. Vorreiter bekanntlich schon vor Jahren hinge-

¹⁾ d. Ztschr. 1910, Nr. 22, S. 281.

wiesen hatte. Bemerkenswert ist bei dieser Maschine die ausgeprägte V-Form des unteren Tragdecks, eine Neuerung, von der man eine Verbesserung der Seitenstabilität erwarten kann. Wie bei den meisten Farman-Apparaten ist außer dem vorderen Höhensteuer h_1 noch ein hinteres h_2 , am Rückende der oberen Schwanzfläche angebracht, das mit dem vorderen zusammen bewegt wird. Zu den beiden Seitensteuern S_2, S_3 , wie sie die kleineren Apparate besitzen, tritt hier ein drittes S_1 , das in der Mitte und vor den beiden anderen angeordnet ist. Die Anwendung von drei Seitensteuern von je 1,5 qm Fläche erscheint besonders bemerkenswert, wenn man sie der neuerdings bei einigen deutschen Konstrukteuren bemerkbaren Praxis gegenüberstellt, das Seitensteuer bis auf das äußerst Zulässige zu verkleinern. Meiner Ansicht nach ist da der französische Konstrukteur auf dem richtigen Wege, denn der Besitz eines reichlich bemessenen Seitensteuers ermöglicht dem Flieger die leichte Erhaltung des seitlichen Gleichgewichts ohne reichlichen Gebrauch der Verwindung, und im Falle eines Versagens der Verwindungssteuerung kann das genügend große Seitensteuer zur Wiederherstellung und Erhaltung der richtigen Lage dienen und so leicht einen schweren Unfall verhüten. Auch die Aviatik-Werke bauen jetzt 3 Seitensteuer in ihre Zweidecker ein (Fig. 16, Taf. VI, Heft 12). Der Flieger ist wie bei den meisten neueren Apparaten durch eine vorn spitz zulaufende Haube gegen den scharfen Luftzug geschützt. Hinter ihm sieht man in den Zeichnungen die drei großen Benzintanks b_1, b_2, b_3 , die für einen Flug von 7 bis 8 Stunden ausreichen. Am Fahrgestell fallen die nach rückwärts sehr verlängerten Kufen auf, ebenso bemerkt man, daß die sonst am Vorderende der Kufen befindlichen kleinen Rädchen weggelassen sind. Einen Apparat dieser Type mit 100 PS-Gnome-Motor steuerte Wynmalen im westeuropäischen Rundfluge, während Loridan und Bill ähnliche Maschinen mit 50 PS-Gnome-Motor für dieselbe Konkurrenz benutzten.

Einen kleineren und mehr auf große Geschwindigkeit als auf besonders hohe Tragkraft eingerichteten Farman-Zweidecker benützt Lindpaintner auf dem Deutschen Rundfluge. (Fig. 4.) Eine Beschreibung dieses Apparates wurde bereits in Heft 10, S. 134 gegeben, zwei Abbildungen finden sich auf Tafel IV in demselben Hefte. Wir bringen heute noch die Konstruktionszeichnungen dieser Maschine (Fig. 1 bis 3). Man sieht, daß im Gegensatz zu dem vorher beschriebenen großen Apparat hier die V-Form des unteren Tragdecks nicht vorhanden ist. Durch den Fortfall des vorderen Höhensteuers und durch die einfache Schwanzfläche ist der Luftwiderstand des Apparates wesentlich verringert, so daß er — mit einem 70 PS-Gnome-Motor ausgerüstet — hierin selbst guten Eindeckern nur wenig nachsteht. Die Spannweite beträgt 9 m. Jetzt baut Farman dieselben Zweidecker auch mit 7 m Spannweite (Fig. 5). Dieses Flugzeug kann trotzdem eine Nutzlast von 200 kg tragen, also außer dem Führer einen Passagier und erreicht eine Geschwindigkeit von 85 km pro Stunde. Auf einem solchen kleinen Farman machte Leutnant Ménard den Rundflug Châlons-Poitiers, 600 km.

Einbau des Gnome-Motors.

Der Einbau des Gnome-Motors in die eben beschriebenen Zweidecker von Henri Farman ist auf Tafel VI, Fig. 22 Heft 12 dargestellt. Die feststehende Achse ist in den beiden Blechrahmen B_1 und B_2 gelagert, der Motor selbst ist hinter der Schraube freiliegend angebracht und liegt vollständig offen.

Im Gegensatz dazu hat es Farman bei seinem Eindecker (Tafel IV, Fig. 25 in Heft 10) — nach dem Muster von Blériot

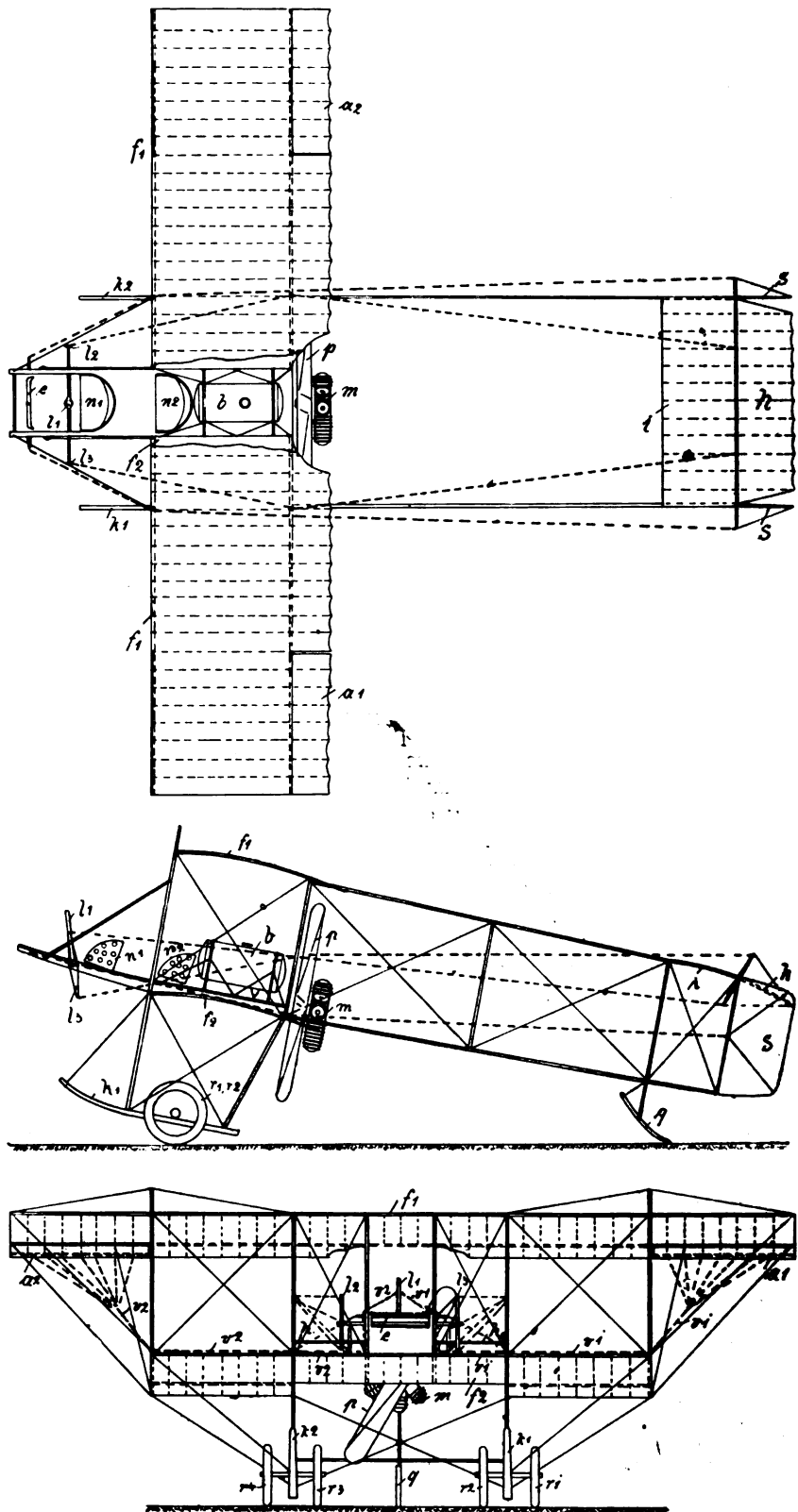


Fig. 1 bis 3. Zeichnung des Zweideckers von H. Farman ohne vorderes Höhensteuer.

a_1, a_2 Klappen für die Querstabilität, b Benzintank, c Fußhebel für die Seitensteuer, f_1 obere, f_2 untere Tragfläche, h Höhensteuer, i Schwanzfläche, k_1, k_2 Landungskufen, l_1 Handhebel für Seiten- und Höhensteuer, l_2, l_3 Hebel für die Seile des Höhensteuers, m Motor, n_1 Führersitz, n_2 Passagiersitz, p Propeller, q Schwanzkufe, r_1, r_2, r_3, r_4 Anlafräder, s Seitensteuer, v_1, v_2 Seile zur Betätigung der Klappen a_1, a_2 .

— vorgezogen, die Motorwelle beidseitig zu lagern (Tafel VI, Fig. 19 u. 20). Er benutzt dabei als vorderes Lager ein durchbrochenes Blechschild, das zusammen mit einem starken seitlichen, kreisförmig gebogenen Schutzblech eine Motorhaube bildet. Dieser Einbau des Motors gibt dem Flugzeug

ein sehr elegantes Aussehen, schützt den Motor vor Beschädigungen und den Führer von den Abgasen und Ölspritzern. Der Nachteil ist nur, daß der Motor nicht so leicht zugänglich ist, er läßt sich aber zusammen mit der Haube in ca. $\frac{1}{4}$ Stunde



Fig. 4. Farman-Zweidecker von Lindpaintner beim Start zum Rundflug.

abmontieren, also leicht auswechseln. Damit bei einem Sturz das Benzin nicht Feuer fangen kann, ist der Benzintank weit vom Motor entfernt in einem dichten Verschlag untergebracht.

Fig. 6 zeigt noch zum Vergleich den Einbau des Gnome-Motors in einen Eindecker von Deperdussin. Auch hier ist die Kurbelwelle zu beiden Seiten des Motors gelagert. Die halbzyklindrische Schutzhülle sieht zwar weniger elegant aus als der Einbau in den Farman-Eindecker, dafür ist aber der Motor wesentlich leichter zugänglich, und auch der Luftwiderstand dürfte geringer sein.

Albatros-Zweidecker.

Die Albatroswerke in Johannisthal bei Berlin bauen bekanntlich seit langem Zweidecker, die den Konstruktionen von Henri Farman und Roger Sommer nachgebildet sind. Einige Veränderungen gegenüber den französischen Vorbildern verdienen hervorgehoben zu werden. Die Flügel sind bei dem Albatros-Farman auf der Ober- und Unterseite mit Stoff (Continental-Aeroplanstoff) bespannt im Gegensatz zu der einseitigen Bespannung des Original-Farman-

Zweideckers. Die Rippen bestehen aus einem Ober- und Untergurt aus Spruceholz mit dazwischen gelegten Klötzen (Fig. 7). An den rückwärtigen Enden sind zwei dünne Stahlbänder angesetzt, durch die die Rippen- und mit ihnen die ganzen Flügel-Enden elastische Nachgiebigkeit erhalten. Zum Fest-

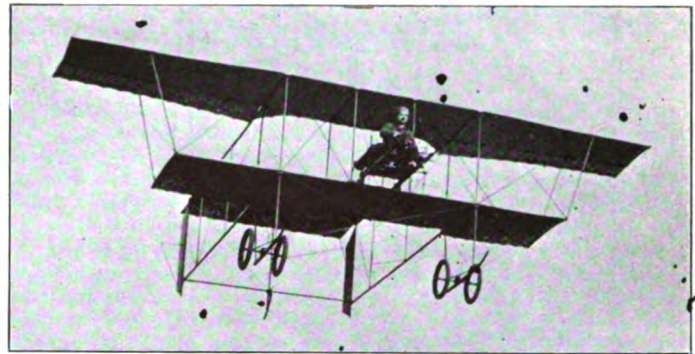


Fig. 5. Kleiner Zweidecker von Farman.

halten des Stoffes dienen halbkreisförmige Leisten aus spanischem Rohr, die hinten durch eine Reihe von Kupfernieten mit den erwähnten Stahlbändern verbunden sind. Die zur

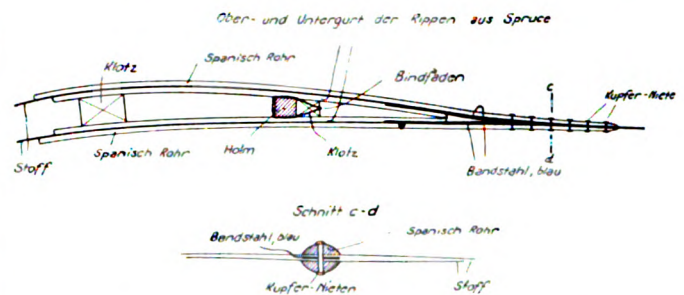


Fig. 7. Federnde Rippe des Albatros-Zweideckers.

Schrägsteuerung dienenden Hilfsflügel werden nicht wie sonst nach abwärts, sondern nach aufwärts bewegt (Fig. 8). Sie bremsen daher bei Kurven auf der Innenseite der Kurve und ermöglichen dadurch die Ausführung von sehr scharfen Wendungen. Dieser Vorteil muß allerdings mit einem kleinen Verlust an Hubkraft erkauft werden. Der Luftwiderstand der zahlreichen Stiele — bekanntlich einer der größten Übelstände bei allen ähnlich gebauten Doppeldeckern — wird durch den tropfenförmigen Querschnitt derselben (Fig. 9) so weit wie möglich verringert. Die Kufen sind an ihrem hinteren Ende mit einer sehr gut wirkenden Bremse versehen, welche es erlaubt, den Apparat auf 10 bis 20 m zum Stillstand zu bringen, ohne daß er vorne überkippt.

Das neue zweiseitige Chassis (Fig. 10 u. 11) für Lehrzwecke und Überlandflüge mit Passagier besitzt zwei hintereinander liegende Sitze und zwei vollständige Steuereinrichtungen. An Stelle des Farmanschen Hebels besteht das Steuer aus einem Hebel mit Handrad, wobei, wie gebräuchlich, durch

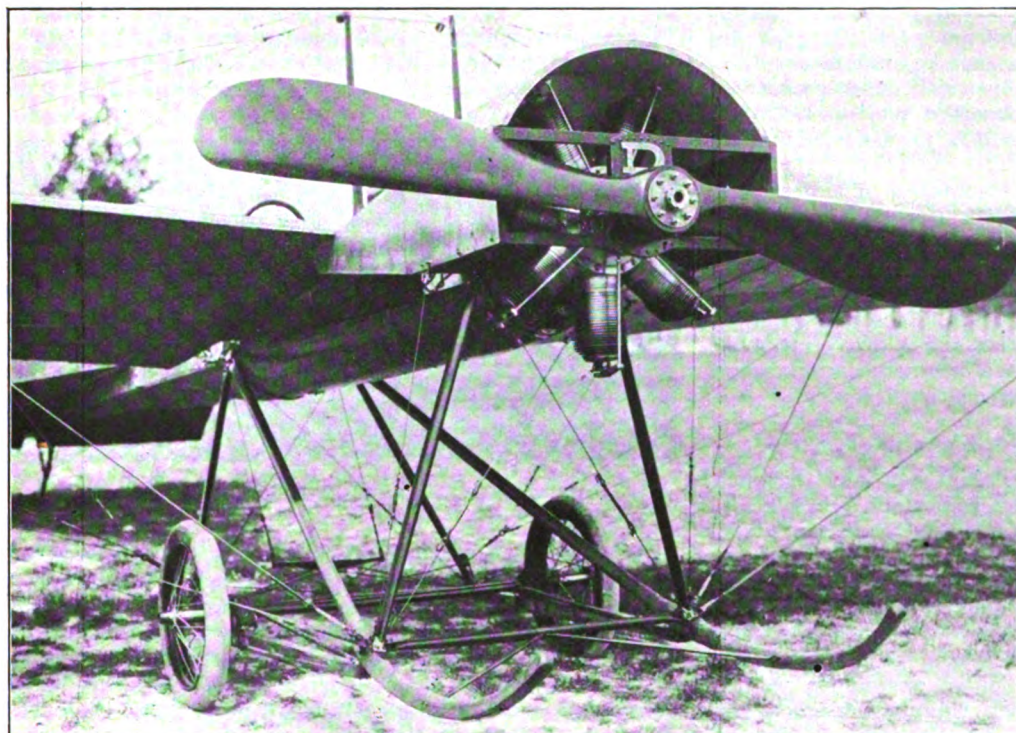


Fig. 6. Einbau des Gnome-Motors beim Deperdussin-Eindecker.

Vor- und Rückwärtsschwingen des Hebels das Höhensteuer durch Drehen des Rades die Hilfsflügel betätigt werden. Ein an der Achse des vorderen Steuerhebels seitlich ange-

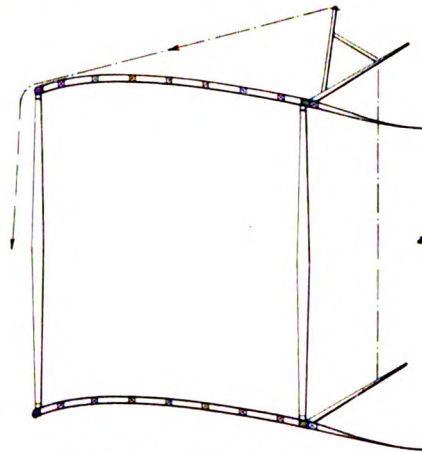


Fig. 8. Nach oben klappende Hilfsflügel beim neuen Albatros-Zweidecker.

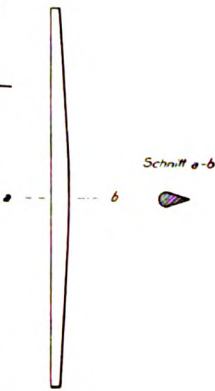


Fig. 9. Stiel vom Albatros-Zweidecker.

brachter Doppelhebel überträgt die Bewegung des Steuerhebels auf die Höhensteuer. Das Seitensteuer wird wie früher durch einen Fußhebel bedient.

In der folgenden Tabelle sind die neuesten Typen der Albatros-Doppeldecker zusammengestellt.

Typ	Tragfläche	Spannweite	Länge	Motor	Gewicht		Propeller	Benennung
					ohne Kraftanlage	flugfertig		
1911 F. 1	qm	m	m		kg	kg		
1911 F. 1	50	10,5	12	50 PS Gnome	220	340	Chauvière	Falke
1911 F. 2	58	14,5	12	50 PS Gnome	240	360	Chauvière	Flamingo
1911 RZ. 1	30	9	9	70 PS Gnome	160	290	Chauvière	Rennfalk

Der von König beim Deutschen Rundflug benützte Albatros-Zweidecker war vom Typ 1911 (Fig. 12, Taf. VI), aber mit einem 70 PS-Gnome-Motor und Benzin- und Öltanks für einen Flug von 3 Stunden ausgerüstet. Das Gewicht des Apparates beträgt ohne Motor ca. 225 kg, mit Motor flugfähig ca. 365 kg. Dieser Typ zeichnet sich durch große Stabilität im Winde, sowie durch Robustheit und rasche Steigfähigkeit aus und eignet sich besonders für länger dauernde Überlandflüge mit Fahrgast.

Durch Imprägnierung des Flügelstoffes mit dem von der Firma A. Leduc, Heitz & Cie in Raizeux, Frankreich, hergestellten »Emaillite«-Aeroplanlack, der auch von den bedeutendsten französischen Flugzeugwerken angewendet wird, wurde der Apparat wetterfest gemacht, so daß er ohne Schaden mehrere Stunden im Freien stehen kann. Dieser Lack macht die Flächen sehr glatt und vermindert daher den Widerstand bzw. erhöht die Geschwindigkeit. Nieuport hatte zuerst diesen Lack für seine Record-Flugzeuge benützt.

Flugzeug von Robitzsch.

In Duisburg haben Hauptmann Robitzsch und Ingenieur Stahlmann eine neue Flugmaschine hergestellt. Dieselbe ist ein Eindecker mit über der Mitte liegenden dritten Flügel und mit Schwanzfläche. Die Spannweite der Maschine beträgt 14,5 m, die Länge 9 m. Ein Hilz-Motor von 60 PS treibt eine Chauvierschraube von 2,60 m Durchmesser. Neu an der Maschine ist, daß die hinteren Seiten der Trag- und Schwanzflächen doppelt und elastisch sind, so daß diese Teile gleichzeitig nach oben und nach unten verwunden werden können. Außerdem sind die beiden Haupttragflächen von vorn nach hinten schwenkbar, um den Schwerpunkt zu verlegen. Geschieht das Verwinden nur an einem Flügel, so wird eine Wendung, wenn sie an beiden Flügeln und der

Schwanzfläche erfolgt, so wird eine symmetrische Bremswirkung erzielt. Die Querstabilität wird durch Verwinden nur einer der elastischen Doppelklappen an den Flügeln aufrecht erhalten. Fahrgestell aus Mannesmannrohren. Anlauf erfolgt auf zwei Doppelrädern. An der Schwanzfläche befindet sich eine Schleifkufe. Führersitz für zwei Personen unter den Tragflächen. Gewicht der Maschine 450 kg.

Fig. 12 stellt das äußere Ende der rechten Tragfläche vor. Dieselbe ist aus Holz und auf beiden Seiten bespannt. Das äußere Ende der Fläche ist flacher gewölbt als das innere,

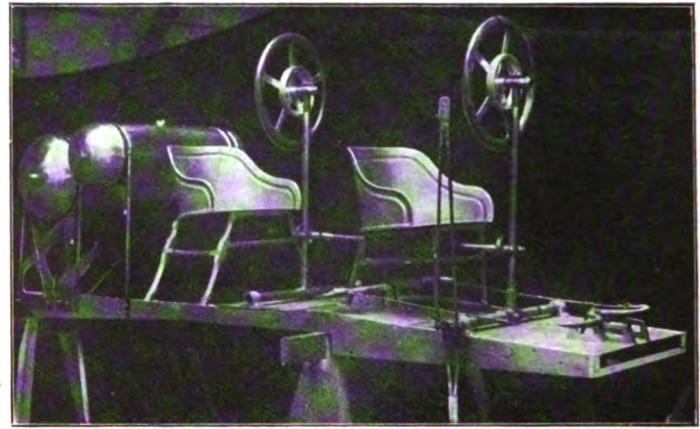


Fig. 10. Anordnung der Sitze und Steuer beim neuen Albatros-Zweidecker.

die äußerste Kante beinahe ohne jede Wölbung. Die Tiefe der Tragfläche am inneren Ende beträgt 2,5 m, am äußeren Ende 3,5 m. In einem Abstand von 2 m von der Vorderkante läuft der Hinterholm, an welchem die doppelt übereinander liegenden aus Eschenholz bestehenden Federn c befestigt sind. Die obere Bespannung der Tragfläche ist an der oberen Lage der Federn, die untere Bespannung an der unteren Lage der Federn befestigt. Von den Endpunkten der vier äußeren Federn laufen Zugdrähte in die Ringe m und n zusammen, von welchen die Zugdrähte v und w über die Rollen x , x^1 und y , y^1 nach den Steuerhebeln am Führersitz verlaufen. Die Rollen sind an den 1 m hohen Pyramiden P befestigt. Die untere Pyramide trägt an der Spitze das Laufrad K . Nicht betätigt legen sich die verwindbaren Teile während des Fluges gegeneinander. Wird nun an den Drähten v und w ein Zug ausgeübt, so wird die hintere obere Bespannung a der Fläche nach oben, die hintere untere Bespannung b der-

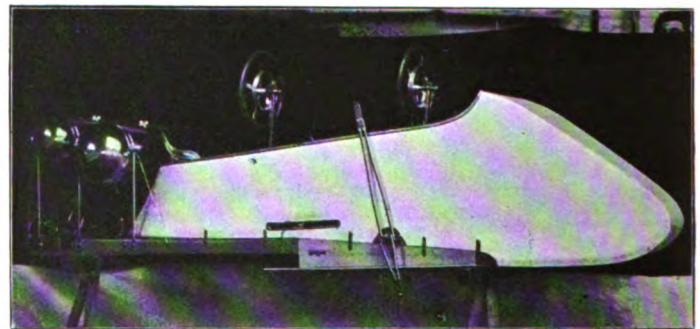


Fig. 11. Sitzverkleidung vom Albatros-Zweidecker.

selben nach unten verwunden. Da die doppelte Federung sich bis zum inneren Ende der Tragfläche fortsetzt, so wird ein allmählicher Übergang von der Verwindung nach innen erzeugt. Die Steuerhebeleinrichtung ermöglicht ein gleich- oder ungleich starkes Verwinden der oberen und unteren Teile, auch können die Teile ganz unabhängig voneinander verwunden werden. Es können also beispielsweise beide Teile derselben Tragfläche gleichzeitig verwunden werden, wenn eine Wendung um das Ende dieser Tragfläche gemacht werden soll, oder auch nur ein Teil zum Zweck der Erhaltung der

Querstabilität. Auch können zu letzterem Zweck der eine Teil der einen Fläche nach oben, der eine Teil der anderen Tragfläche nach unten verwunden werden. Es können auch an beiden Tragflächen beide Teile gleichzeitig verwunden werden, wodurch eine symmetrische Bremswirkung erzielt wird, welche beim Landen von Vorteil sein dürfte, oder auch die

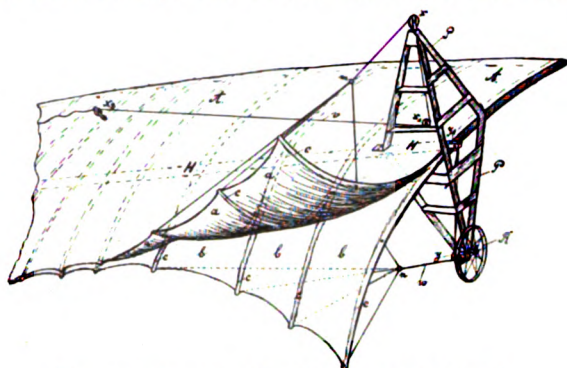


Fig. 12. Doppelte Verwindung von Robitzsch.

Fluggeschwindigkeit regulieren kann. Schließlich können an beiden Tragflächen nur die oberen oder nur die unteren Teile verwunden werden.

In gleicher Weise wie die Tragflächen ist auch der hintere Teil der Schwanzfläche verwindbar eingerichtet. Der nach oben verwundene Teil verursacht ein Steigen, der nach unten verwundene Teil ein Senken der Maschine, während die doppelte Verwindung ebenfalls eine symmetrische Bremswirkung erzeugt.

Flugschau.

Neuer Höhenrekord. Lorian erreichte auf Farman-Zweidecker mit 50 PS Gnome-Motor am 8. Juli auf dem Flugfelde Mourmelon die Höhe von 3280 m. Der Aufstieg dauerte 1 Std. 23 Min., der Abstieg im Gleitfluge mit abgestelltem Motor 12 Min.

Neuer Passagierrekord (Geschwindigkeit). Level flog am 9. Juli mit einem Passagier auf dem Flugfelde von Chartres auf einem Savary-Zweidecker (Jahrg. 1910, Heft 16, Fig. 10—11) mit 70 PS Gnome-Motor Labor-Picker 200 km in 2 Std. 38½ Min. Den Dauer-Passagierrekord hält noch Amerigo mit 3 Std. 19 Min.

Fernflug München—Berlin. Am 29. und 30. Juni flog Ing. Hirth auf Etrich-Rumpler-Eindecker mit 70 PS Daimler-Motor von München nach Berlin und gewann den Kathreiner-Preis von 50000 M. Zwei Zwischenlandungen in Nürnberg und Leipzig und an einem selbst zu wählenden Ort waren gestattet und Begleitung durch einen Passagier vorgeschrieben. Als solchen nahm Hirth den bekannten Luftschiffer Dierlamm-Stuttgart mit. Nur deutsche Führer auf in Deutschland gefertigten Flugzeugen mit deutschen Motoren waren zugelassen. Nachstehend die Flugzeiten und Entfernungen:

				km	Flugzeit
München	ab	29. Juni abends 6 ²⁵	Nürnberg	an 29. Juni 8 ³⁰	160 2 Std. 5 Min.
Nürnberg	ab	30. Juni 4 ³⁰	Leipzig	an 30. Juni früh 6 ⁴⁸	230 2 Std. 28 Min.
Leipzig	ab	früh 7 ⁵⁰	Berlin	an früh 9 ⁸	150 1 Std. 18 Min.
				540	5 Std. 51 Min.

Auf seinem Fluge mußte Hirth das Fichtelgebirge überfliegen und deshalb über 800 m hochgehen. Das Wetter war günstig, nur vor Berlin traten Böen auf. Über seinen Flug hielt Hirth am 7. Juli einen Vortrag im V. D. F.

Luftschiffahrt.

Neuer Luftschiff-Dauerrekord. Das französische Militärluftschiff »Clement-Bayard IV« erreichte bei der

Abnahmefahrt eine Flugzeit von 16 Std. 15 Min. und legte ca. 650 km zurück. Die größte erreichte Höhe betrug 1800 m. Das Luftschiff stieg am 7. Juli abends 10 Uhr 30 Min. in Compiègne auf und landete dort am 8. Juli 2 Uhr 45 Min. nachmittags.

Militärflugschau.

1. Deutschland.

Auf Grund des Sieges von Hirth im großen Preise der Kieler Flugwoche wurde den Rumpler-Werken, als den Herstellern des siegenden Flugzeugs der in Aussicht gestellte Auftrag auf Lieferung eines Eindeckers zu den im Ausschreiben zur Kieler Flugwoche angegebenen Bedingungen vom Kriegsministerium erteilt. 5 gleiche Eindecker sind später zu liefern.

Die Bayerische Militärfliegerschule, die der Fliegerschule des Dr. Gans-Fabrice auf dem Münchener Oberwiesenfeld angegliedert ist, wurde am 1. Juni durch den Chef des Ingenieurkorps, Generalleutnant Brug, feierlich eröffnet. Die Leitung der Schule liegt in den Händen des Kommandeurs der Luftschifferabteilung Hauptmann Hiller; als Lehrer wirken Leutnant Wildt, der erste bayerische Militärflieger, sowie die Oberleutnants Wirth, Graf Wolfskeel und Lauterbach, welche letztere kürzlich in der Euler-Fliegerschule zu Darmstadt-Griesheim das Führerzeugnis erwarben.

Gegenwärtig sind im ganzen sieben Offiziere der Infanterie, Kavallerie, Feldartillerie und des Trains zur Ausbildung nach Oberwiesenfeld kommandiert.

Leutnant Wildt hat nach eigenen Angaben einen Eindecker bauen lassen, der sich an das Blériotsystem anlehnt, und mit dem er schon mehrfach beachtenswerte Flüge ausgeführt hat.

Der Marine-Oberingenieur Loew vom Kreuzer »Danzig« unternahm am 18. Juni gelegentlich der Kieler Flugwoche auf einem Fritzsche-Rumpler-Eindecker einen Flug von Sonderburg nach Kiel. Er legte die 90 km lange Strecke auf dem kürzesten Wege über die See in einer Stunde zurück und stellt damit einen deutschen Überseeflugrekord auf.

Bei diesem Flugzeug handelt es sich um das ehemalige Flugzeug des Oberleutnants z. S. Fritzsche, das er bereits 1907 konstruiert und im Juli 1902 zum damaligen Kieler Wettbewerb gemeldet hatte; er verunglückte aber vorher tödlich bei einem Automobilunfall. Sein Flugzeug wurde vom Marineingenieur Loew seitdem umkonstruiert und in den Rumpler-Werken neu erbaut.

Mit Marineoberingenieur Loew unternahm auch Kapitän z. S. a. d. v. Pustau einen militärischen Erkundungsflug über dem Kieler Hafen, der ein sehr gutes Resultat ergab.

2. Frankreich.

Die letzten Wochen brachten wiederum verschiedene militärische Unternehmungen, die zum Teil ungünstig verliefen. Bei der großen Zahl von Flügen kann nur über die wichtigsten berichtet werden. So beteiligten sich vier Offiziere an dem Offizier-Sonderwettbewerb »Paris—Nizza«, der im Rahmen des kürzlich beendeten Wettflugs »Paris—Rom« vorgesehen war und als Ersatz für den aus Anlaß der beim Start vorgekommenen schweren Unglücks- und Todesfälle abgesagten Offizierswettbewerb »Paris—Madrid« diente.

Am 28. Mai 1911 stiegen folgende Offiziere in Vincennes auf:

Leutnant Chevreau (Blériot), Leutnant Lucca (H. Farman) mit Leutnant Hennequin als Beobachter, Marineleutnant Delage (Nieuport), Leutnant Clavenad (Blériot), Leutnant Chevreau mußte in St. Lyé bei Troyes landen, da ihm vom Motor aus dauernd Öl in die Augen geschleudert wurde, so daß seine Sehkraft beeinträchtigt war. Leutnant Delage landet infolge einer Störung an der Benzinzuführung in Villeneuve L'Evêque, 40 km von Troyes entfernt, Leutnant Clavenad machte in St. Lyé Halt, während Leutnant Lucca nur bis Tonnere kam.

Am folgenden Tage setzten nur noch drei Offiziere den Flug fort, es gelangten Leutnant Lucca bis Hyères, Leutnant Chevreau bis Cuissery und Leutnant Clavenad bis Griseu.

Beim Start zur Weiterfahrt nach Nizza ereignete sich in Hyères am 2. Juni 1911 ein schweres Unglück, Leutnant Lucca war nach einem kurzen Probeflug abgefliegen, mußte jedoch wieder landen, wobei das Fahrgestell beschädigt wurde. Nach erfolgter Ausbesserung startete Leutnant Lucca nochmals mit seinem Begleiter. Bei einer Richtungsänderung kam sein Flugzeug so heftig ins Schwanken, daß es sich überschlug und aus 20 m Höhe herniedersauste. Beide Offiziere wurden in weitem Bogen auf die Erde geschleudert. Das Flugzeug wurde vollkommen zertrümmert, Führer und Begleiter wurden schwer verletzt.

Leutnant Chevreau verließ am 5. Juni 1911 Lyon und erreichte nach einer Zwischenlandung in Valence das Flugfeld von Avignon. Infolge von Motorstörungen konnte er erst am 7. Juni

1911 den Flug fortsetzen. Nachdem er um 4.25 früh Avignon verlassen, mußte er um 6.15 infolge einer Motorpanne in Jas de Pay zwischen La uris und Cadenet niedergehen.

Eine andere militärviatistische Unternehmung ging auf der Strecke Pau-Paris vor sich, die schon wiederholt von französischen Militärpiloten fliegend zurückgelegt ist, als Übungsflug mit vier Etappen: Libourne, Poitiers, Orleans und St. Cyr. Teilnehmer waren: Leutnant Malherbe, Leutnant Ducourneau, Leutnant Gouin, Kapitän Eckemann, Leutnant Princetau. Es kamen nur Blériot-Eindecker zur Verwendung.

Als Leiter der Übung war Leutnant Princetau bestimmt, der den Fliegern folgte, während ein anderer bereits sehr erfahrener Pilot, Leutnant de Malherbe, den übrigen erst seit einigen Wochen flügge gewordenen Offizieren voranflug. Der Start erfolgte in der angegebenen Reihenfolge am 3. Juni in der Zeit zwischen 7 und 8 Uhr früh vom Militärflugfeld Pau aus. Um 9.55 bzw. 11.35 erreichte Leutnant de Malherbe bzw. Leutnant Princetau das Manöverfeld von Libourne, das Endziel der 1. Etappe, während Leutnant Gouin und Ducourneau nacheinander auf dem Flugfeld von Croix d'Hins bei Bordeaux landeten.

Bei Langon landete Leutnant Eckmann, konnte bald seinen Flug fortsetzen, mußte aber wegen Benzinmangels wieder landen, wobei sich die Kufen in den hohen Kräutern und Gräsern verfangen; Schraube und Tragflächen wurden so stark beschädigt, daß Kapitän Eckmann aufgeben mußte.

Am 4. Juni 1911 verließen Leutnant Gouin und Leutnant Ducourneau Croix d'Hins. Ducourneau landete nach 40 Minuten in Libourne, Gouin flog gleich in Richtung auf Poitiers weiter, mußte aber 50 km davon in St. Savoil wegen Benzinmangels landen. Am 5. Juni 1911 verließen Leutnant de Malherbe, Princetau und Ducourneau Libourne und erreichten nach 2½ stündigem Fluge Poitiers.

Am 6. Juni 1911 flogen Leutnant Ducourneau und Leutnant Princetau von Poitiers ab. Ducourneau kam aber nur bis Blois, hier zertrümmerte er bei der Landung seinen Apparat derart, daß er aufgeben mußte.

Leutnant Princetau erreichte am gleichen Tage von Poitiers aus Pontlevoy, von wo aus er am 8. Juni 1911 Groues erreichte.

Am 6. Juni 1911 kam auch Leutnant de Malherbe von Poitiers aus auf dem Luftwege in Pontlevoy an.

Die von Leutnant Ménard mit Leutnant Do-Hu als Begleiter begonnene Luftreise durch Frankreich (*«Tour de France»*) hatte eine mehrfache Unterbrechung erfahren.

Am 31. früh 8 Uhr verließ Ménard Rochefort, heftige Winde über der Dordogne zwangen ihn aber zu einer Landung in Saint Vincent bei Pont de Cubzak. Bei der Landung blieben die Kufen in den Bodengräsern hängen, und das Flugzeug überschlug sich. Führer und Begleiter blieben unverletzt, der Zweidecker wurde so stark beschädigt, daß Leutnant Ménard erst am 4. Juni 1911 weiterfliegen konnte.

Um 7 Uhr früh traf Ménard trotz heftigen Sturms auf dem Flugplatz der *«Compagnie Aérienne»* in Pau ein.

Am 6. Juni 1911 flog er mit seinem Begleiter von Pau ab, mußte aber bereits nach 5 km landen, weil er wegen Nebels die Orientierung verlor.

Da die Landung auf sehr ungünstigem Terrain erfolgte, wurde der Zweidecker völlig zerstört. Beide Offiziere setzten den Flug auf einem telegraphisch bestellten Ersatzzweidecker (H. Farman) fort, der inzwischen in Etanpes von einer militärischen Kommission beschleunigt abgenommen und Leutnant Ménard nachgeschickt wurde. Am 17. Juni konnte er von St. Gaudens aus den Flug nach Toulouse fortsetzen, das er nach prächtigem Fluge in einer Stunde erreichte. Am 19. Juni flog er nach Narbonne weiter, unterwegs mußte er infolge Motordefekts landen, wobei auch der zweite Apparat in Trümmer ging, während Pilot und Begleiter unversehrt blieben. Die *«Tour de France»* hat damit ihr Ende gefunden.

Über die militärischen Übungsflüge gelegentlich des Europäischen Rundflugs wird ein Sonderartikel berichten.

Die letzten Wochen haben der französischen Militärviatik schwere Verluste an Menschenleben gebracht.

Am Start zum militärischen Übungswettbewerb, der am 18. Juni 1911 gleichzeitig mit dem Europäischen Rundflug stattfinden sollte, verunglückte Leutnant Princetau auf entsetzliche Weise: der Vergaser seines Flugzeuges geriet in Brand, er versuchte schleunigst zu landen, das Flugzeug überschlug sich und hierbei wurde er ein Opfer der Flammen.

Am 29. Juni verunglückte ein noch sehr junger Militärflieger Leutnant Truchon in Chalons sur Marne. Er war versehentlich niedergegangen, ohne die Zündung abgestellt zu haben. Er wurde bei der Landung aus dem Apparat herausgeschleudert und erlitt einen sehr schweren doppelten Schädelbruch, dem er noch am selben Abend erlag.

Damit hat der siebente Offizier für die französische Militärviatik sein Leben auf dem Flugfelde gelassen.

1. Kapitän Ferber, 22. September 1909.
2. Kapitän Madiot, 23. Oktober 1910.
3. Leutnant de Caumont, 30. Dezember 1910.
4. Marineleutnant Byasson, 14. April 1911.
5. Kapitän Taron, 18. April 1911.
6. Leutnant Princetau, 18. Juni 1911.
7. Leutnant Truchon, 29. Juni 1911.

3. Österreich.

Am 22. Juni 1911 flog Rittmeister v. Umlauff auf dem Lohner-Daimler-Zweidecker von Wien nach Budapest. Die 300 km lange Strecke legte er ohne Zwischenlandung in 2 : 19 : 0 zurück. Am 24. Juni 1911 kehrte er in noch kürzerer Zeit nach Wien zurück, wo er auf der Simmeringer Heide nicht ganz glücklich landete. Glücklicherweise wurde der Führer nur leicht verletzt.

4. Italien.

Eine größere militärische Fliegerübung fand am 29. Juni statt. Die Leutnants Grossi, Roberti, Ginocchi und Radli flogen vom Flugfeld Porte Aviano bei Udine, das kurz vorher eröffnet wurde, ab, um Venedig zu erreichen.

Nur Leutnant Roberti erreichte das Ziel, er legte die 100 km lange Strecke in 1 : 25 : 0 zurück.

Von den übrigen Offizieren verunglückte der eine schon beim Start und zertrümmerte seine Maschine, die andern beiden blieben unterwegs liegen.

Das Militärflugfeld in Centocelle scheint allmählich einzugehen, das neue Militärflugfeld Porte Aviano dürfte das größte aller existierenden Flugfelder sein, da es 12 000 000 qm groß ist.

Im Juli soll ein weiteres Militärflugfeld in Bovolenta eröffnet werden, das Baron de Zara der Regierung zum Geschenk gemacht hat und ein anderes in Gallarate.

Die Heeresverwaltung besitzt also mit Centocelle und Somma Lombarda eingerechnet fünf Militärflugfelder. Das militärische Flugzeugkonstruktionsbureau ist bereits von Centocelle nach Gallarate verlegt.

Der Artillerieleutnant Romani hat ein neues Flugzeug, einen Zweidecker, konstruiert, bei dem der Führersitz, um eine größere Stabilität zu erreichen, unter den Tragflächen angebracht und eine Vorrichtung vorhanden ist, daß das Flugzeug im Falle einer Motorstörung fallschirmartig zur Erde herniederkommt.

5. England.

Über die bereits in Nr. 10 der Z. f. F. u. M. erwähnten Flugzeugmanöver, die am 12. Mai 1911 begonnen hatten, sind inzwischen einige Einzelheiten bekannt geworden. Es nahmen daran teil:

Grahame White, Drexel, Hamel, Prier, Greswell, Hubert, Martin, Pixton, Paterson und Cody.

Hamel überbrachte am ersten Tage fliegend eine Depesche von Hendon nach Aldershot, er traf dort früher ein als die auf telegraphischem Wege dorthin abgesandte Nachricht. Ebenso brachte er auch die Antwort auf dem Luftwege schneller nach Hendon zurück, als sie telegraphisch dort eintraf.

Einen ausgezeichneten Verlauf nahm die Übung im Verladen, Montieren und Demontieren eines Apparates. Er kam auf einem Lastwagen verpackt auf dem Übungsfeld an, wurde abgeladen, montiert und war in neun Minuten flugbereit. In 11 Min. 5 Sek. wurde er wieder demontiert und auf dem Lastwagen verladen.

Hamel unternahm einen Höhenflug von 1500 m, während die übrigen Piloten mit Offizieren als Begleitern Erkundungsflüge unternahmen.

Grahame White machte Versuche, um mit 50 kg schweren Bomben ein bestimmtes Ziel zu treffen.

Der Flugzeugkonstrukteur Barber hat dem Kriegsministerium vier seiner Walkyrie-Eindecker kostenlos überwiesen, von denen zwei dem Armeeflugkorps und zwei der Marine zugeteilt wurden.

Die Barbersche Konstruktion hat für militärische Zwecke den besonderen Vorteil, daß das Flugzeug sich in wenigen Minuten zusammenlegen und auf seinem Anlaufgestell transportieren läßt.

In den Verhandlungen über den neuen Heeresetat im englischen Unterhause gab der Kriegsminister bei Erstattung des Jahresberichts einige Mitteilungen über die weitere Entwicklung des Militärflugwesens in England. Hiernach dürften noch innerhalb Jahresfrist das bisherige Luftschifferpersonal und die Fliegerschule zu einem Luftschifferbataillon vereinigt werden.

6. Rußland.

Nachdem erst vor kurzem Blériot, Bréguet und Pischoff in Rußland anwesend waren, um die von der Heeresverwaltung bestellten Flugzeuge vorzuführen und die erforderlichen Führer auszubilden, traf auch ein Vertreter der Firma Nieuport in Petersburg ein, um dem Kriegsministerium einen Nieuport-Eindecker vorzuführen.

Er beteiligte sich mit großem Erfolg an der Petersburger Flugwoche, gewann mehrere Preise und stellte einen neuen russi-

schen Schnelligkeitsrekord auf, woraufhin mehrere Nieuport-Eindecker in Auftrag gegeben wurden.

Demnächst findet gleichzeitig mit dem Überlandwettbewerb Petersburg—Moskau ein größerer militärischer Übungsflug statt.

Auf Grund der Ergebnisse des Wettbewerbs und des militärischen Übungsfluges wird der Kriegsminister 20 in Rußland hergestellte Flugzeuge ankaufen.

Beim Ministerrat hat das Kriegsministerium den Antrag gestellt, drei Jahre lang jährlich 100 000 Rubel für die Fliegerschule in Sebastopol zu bewilligen.

Für 1912 soll für die Fliegerabteilung ein Kredit von 277 188 Rubel bereits bewilligt sein.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. W. 33 345. Luftfahrzeug mit in senkrechter Ebene umlaufenden Flügelschraubenrädern, die den erzeugten Luftstrom unter geneigte Flächen führen. Alfred Wunderlich, Brüssel; Vertr.: R. Deißler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke und W. Hildebrandt, Patentanwälte, Berlin SW. 61. A. 16. 11. 09. 3. IX. 11.

77 h. D 22 621. Ballonstoff aus Goldschlägerhaut. Heinrich Dittmar, München, Karolinenstr. 2. A 17. 12. 09. E 3. 9. 11.

77 h. K. 40 948. Motorluftschiff. August Krumholz, München, Steinstr. 79. A 7. 5. 09. E 22. 8. 11.

77 h. 469 074. Flugmaschine. Karl Sodemann, Upost b. Dargun, Mecklenburg-Schwerin. A 20. 6. 10. S. 22 433. E 26. 8. 11.

46a. K. 46 556. Explosionskraftmaschine mit radial angeordneten, um eine feste Welle kreisenden Zylindern. Jules Kremp, Dudweiler b. Saarbrücken. 20. 12. 10. 15. 6. 1911.

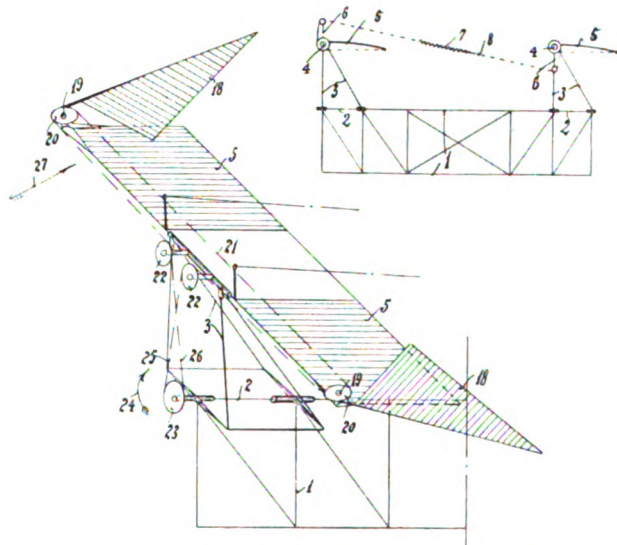
46c. Sch. 36 707. Zylinderbefestigung für Verbrennungskraftmaschinen mit strahlenförmig angeordneten, umlaufenden Zylindern. Otto Schwade, Erfurt, Gartenstr. 32. 10. 10. 10. 15. 6. 11.

G. 31 262. Doppelzündung für Explosionskraftmaschinen mit Batteriezündung und elektromagnetischem Unterbrecher für das Andrehen und Batteriezündung mit Einzelfunken für den Übergang zum normalen Lauf der Maschine und Magnetzündung mit Einzelfunken für den normalen Betrieb. Joseph Gawron, Schöneberg b. Berlin, Belzigerstr. 13. 16. 3. 10. 26. 6. 11.

P. 26 110. Regler zur selbsttätigen Einstellung des Zündungzeitpunktes an Zündapparaten. Julius Pintsch, Aktiengesellschaft, Berlin. 9. 12. 10. 29. 6. 11.

Auszüge aus Patentschriften.

232 250. Drachenflieger mit um Querachsen des Gestells pendelnd aufgehängten Tragflächen. Alexander Baumann in Charlottenburg und Ernst Emil Freytag in Zwickau i. Sa. — Die Tragflächen 5 sind um eine



Zu Nr. 232 250.

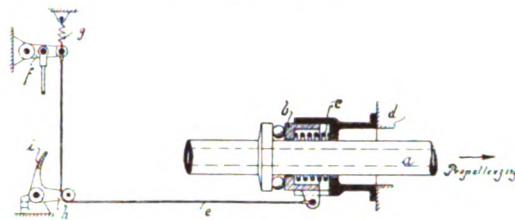
Querachse 4 des Gestells 1 pendelnd aufgehängt zum Zwecke der selbsttätigen Einstellung in die Gleichgewichtslage bezüglich der Längs-Stabilität.

Zum Zwecke der selbsttätigen Einstellung quer zur Flugrichtung sind die Gestelle 3, an denen die Tragflächen 5 pendelnd befestigt sind, ihrerseits wiederum in den der Längsachse des Flugzeuges liegenden Achsen 2 drehbar befestigt.

Die vorderen und hinteren Tragflächen sind dabei durch Gestänge oder Seile 7—8 so miteinander verbunden, daß eine Aufwärtsdrehung der vorderen Tragflächen eine Abwärtsdrehung der hinteren herbeiführt und umgekehrt.

Die Außenkanten der Tragflächen sind mit Hilfsflügeln 18 versehen, die um vertikale Achsen 19 schwenkbar sind. Die Drehung dieser Hilfsflügel erfolgt in solchem Sinne, daß, wenn der eine Flügel nach einwärts gedreht wird, der andere ausgeschwenkt wird, so daß auf der einen Seite die Fläche vergrößert, auf der anderen verringert wird.

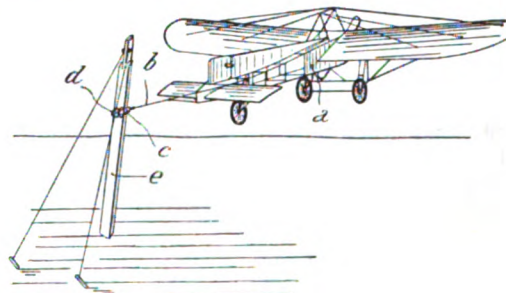
233 099. Einrichtung zur Erhaltung der Stabilität von Flugzeugen mit mehreren nicht gleichachsigen liegenden Luftschrauben. Georg Killat in Friedenau. — Um bei Flugzeugen, die mit mehreren, nicht gleichachsigen angeordneten Propellern beim Versagen eines Propellers auch die anderen auszuschalten, um ein Schwenken des Flugzeuges oder eine Störung der Gleichgewichtslage zu verhindern, wird auf



Zu Nr. 233 099.

der Propellerwelle a eine Kuppelungsvorrichtung b, c angeordnet. Der Propellerzug spannt dabei eine Feder e, die beim Versagen des betreffenden Propellers eine Vorrichtung e, h, f, g in Tätigkeit setzt, welche auch die zweiten Propeller abstellt, sei es mit Hilfe einer Kuppelung oder durch Ausschalten der Zündung des Motors.

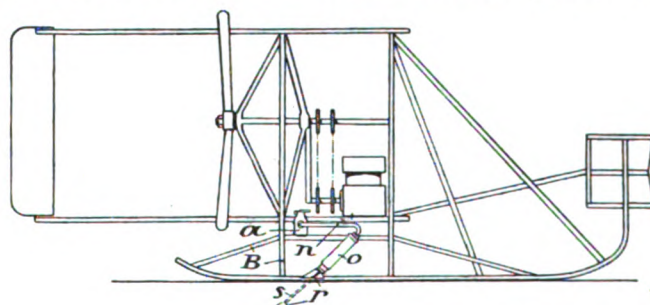
232 159. Vorrichtung zum Aufsteigenlassen von Drachenfliegern an Ort und Stelle. Louis Blériot in Neuilly (Frankreich). — Um mit einem Drachenflieger ohne Anlauf aufsteigen zu können, wird das Flugzeug a mit seinem hinteren Ende an einen Mast e gefesselt. Durch die auf-



Zu Nr. 232 159.

wärts wirkende Komponente des vom Propeller auf die Tragflächen wirkenden Luftstromes soll sich das Flugzeug am Stand heben, wobei die Fesselvorrichtung b, d mittels Rollen c auf dem Mast e gleiten kann. Die Spitze des Mastes ist verjüngt, so daß sobald der höchste Punkt erreicht ist, die Fesselvorrichtung vom Mast abgleiten und das Flugzeug den Horizontalflug beginnen kann.

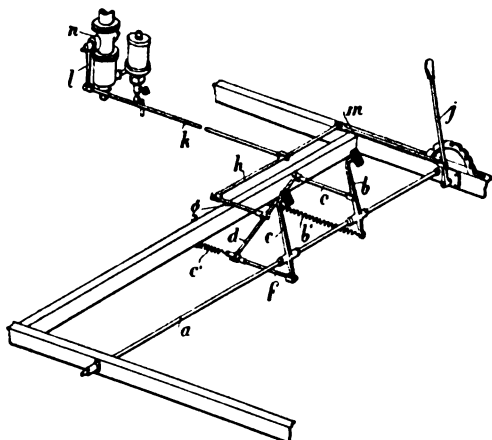
234 008. Startvorrichtung für Flugapparate. Rheinische Metallwaren- und Maschinenfabrik in Düsseldorf-Derendorf. — In einem, mit einem Zylinder v ver-



Zu Nr. 234 008.

bundenen Verbrennungsraum a wird ein Brennstoff zur Explosion gebracht, durch welche ein Kolben mit einer Stoßstange s, r bewegt wird. Dadurch wird das Flugzeug angestoßen, eine Feder bringt den Kolben wieder in seine obere Stellung zurück.

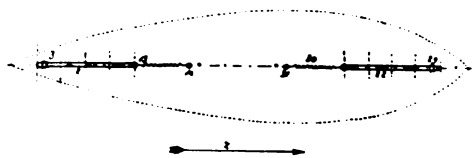
232 602. Vorrichtung zum Regeln des Betriebsmittels zum Zutritt von Motoren für Flugmaschinen. Robert Esnault-Pelterie in Billancourt sur Seine (Frankreich). — Der Motor wird mittels zweier Pedalen *b, c* geregelt, die



Zu Nr. 232 602.

durch Zugstangen *f, g, h* und Hebel *d, h* so miteinander und der Drosselklappe *l* am Vergaser *m* verbunden sind, daß durch Druck auf das eine Pedal *b* die Drosselklappe geöffnet, durch Druck auf das zweite Pedal *c* geschlossen wird. Die Mittelstellung läßt sich durch einen Handhebel *i* einstellen.

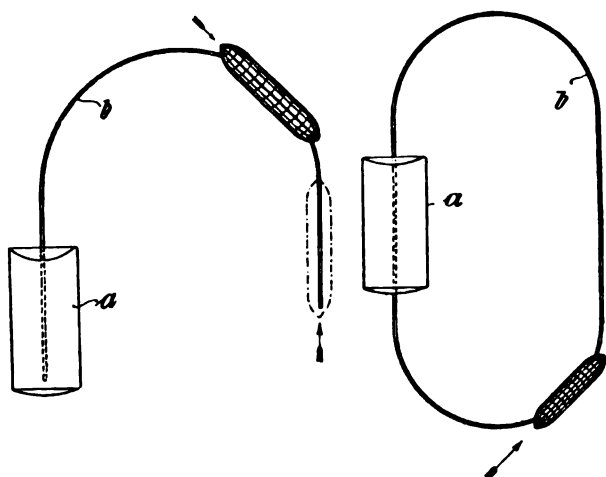
233 267. Dämpfungsvorrichtung für Luft- und Wasserfahrzeuge. Gaetano Arturo Crocco und Ottavio Ricaldoni in Rom. — Die Dämpfungsvorrichtung besteht aus Flächen *2, 22*, welche um horizontale Querachsen *3, 29* drehbar sind. Die Drehachsen sind in der Fahrtrichtung hinter dem



Zu Nr. 233 267.

Widerstand der Flächen angeordnet. Federn *13, 30* suchen die Flächen in ihrer Normallage zu erhalten, resp. führen die Flächen in ihre Normallage wieder zurück. Für Wasserfahrzeuge werden diese Federn im Innern des Schiffes angebracht. Die Befestigungsstellen der Federn an den Flächen können auch verschiebbar sein.

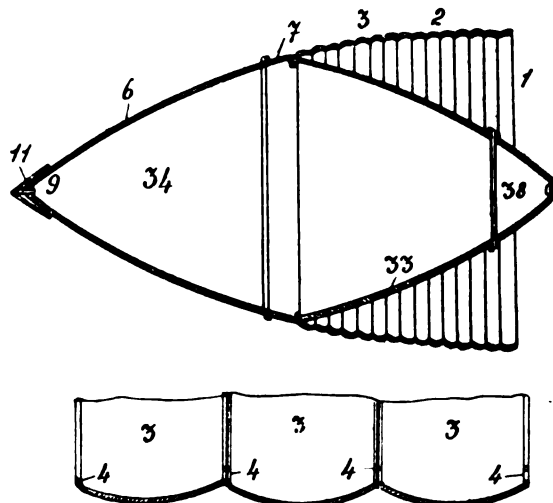
230 311. Einrichtung zum Einbringen von Luftschiffen in Hallen. Gesellschaft für Ausführung freitragender Dachkonstruktionen in Holz System Stephani G.m.b.H. in Düsseldorf. In die Luftschiffhalle führt ein Gleis *b*, das außerhalb der Halle *a* in einem Halbkreis gebogen ist. Es kann



Nr. 230 311.

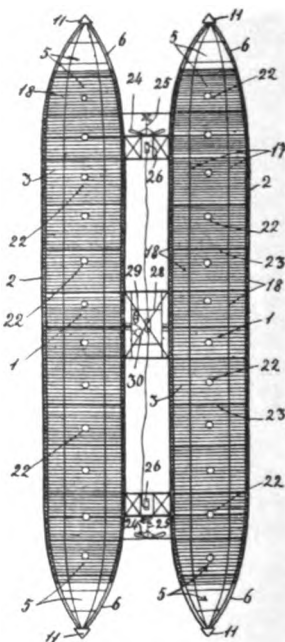
auch ein Doppelgleis vorgesehen sein, das außerhalb der Halle nach links und rechts gebogen ist, oder, falls jede Giebelseite der Halle mit einem Tor versehen ist, führt auch auf der anderen Seite, wie in Fig. 2 gezeichnet, das Gleis in einem Kreisbogen heraus. Auf dem Gleis werden Laukatzen geführt, an welchen die Enden der Anker-

seile des Luftschiffes befestigt werden. Infolge dieser Gleisanordnung ist es möglich, das Luftschiff, gleichgültig aus welcher Richtung es kommt, und ohne es vorher drehen zu müssen, mit seiner Längsachse mit der Halle gleichzurichten und in diese einzufahren.



Nr. 231 986.

231 986. Starres Luftschiff mit mehreren miteinander verbundenen Ballonkörpern. Mario Schiavone, Ferrandina, Italien. — Das Luftschiff hat zwei nebeneinander angeordnete Tragkörper, die in mehrere Kammern geteilt sind. Die Enden des Ballonkörpers bilden Ballonette, die unter verschiedenem Druck stehen. Die Tragkörper sind aus ringförmigen Elementen zusammengesetzt. Die als Ballonette ausgebildeten Enden sind abnehmbar.

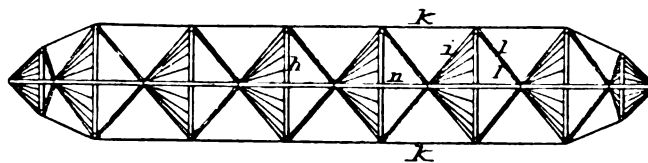


Nr. 231 986.

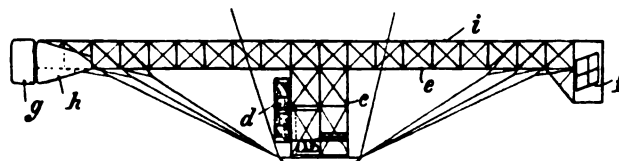
231 266. Zerlegbares Luftschiff. Gustav Schworetzky, Eßlingen a. N. — Der Tragkörper besteht aus mehreren hintereinander angeordneten Einzeltragkörpern. Jeder Tragkörper wird durch einen Schlauchring *h* versteift, in welchem sich verdichtete Luft befindet. Durch Seile *i* und *l* werden die einzelnen Schlauchringe mit einer durch die ganze Länge des Tragkörpers gelegten Hohlachse *n* verspannt.

232 158. Luftschiff mit Kielgerüst. Hermann Ruthenberg, Grunewald bei Berlin. —

Unter dem unstarren Tragkörper ist ein zerlegbarer Träger *i, e* angeordnet, der mit der oberen Gurtung *i* direkt am Ballon anliegt, während in der Mitte der unteren Gurtung *e* die Gondel *c* befestigt ist.



Nr. 231 266.



Nr. 232 158.

Hinter der Gondel ist der Propeller *d* angeordnet. Vorn am Träger *i, e* ist ein Höhensteuer *f*, hinten eine Stabilisierungsfläche *h* mit dem Seitensteuer *g* angebracht, durch Seile und Träger wird die Gondel mit dem Ballon verspannt.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. FRITZ HUTH

E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN.
HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE
WIEN
DR.-ING. A. VON PARSEVAL

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

29. Juli 1911.

Heft 14.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Über Längsstabilität der Drachenflugzeuge. Von R. Knoller, Professor an der Technischen Hochschule Wien. S. 177.

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. S. 182.

Drahtlos telegraphischer Orientierungs- und meteorologischer Beratungsdienst für die Luftschiffahrt. Von Dr. Max Dieckmann. S. 184.

Berichtigung. S. 187.

Der französische (europäische) Rundflug. S. 187.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Über Längsstabilität der Drachenflugzeuge.

Von R. Knoller, Professor an der Technischen Hochschule Wien.

Das Verhalten eines schwebenden Flugkörpers bei Störungen des Gleichgewichtes ist, entsprechend seinen drei Hauptebenen, durch seine Längsstabilität, Querstabilität und Kursstabilität gekennzeichnet. Die Sicherheit des Fluges hängt in erster Linie von der Längsstabilität ab, also von den Bewegungsvorgängen in der lotrechten Flugebene, die gleichzeitig die Symmetrieebene des Flugkörpers sein soll. Die Vorgänge in den beiden anderen Ebenen stehen in keinem Zusammenhange mit der Längsstabilität; dieselbe kann daher gesondert behandelt werden.

Die statische Stabilitätsuntersuchung stellt fest, ob und in welchem Maße bei einer kleinen, um den Schwerpunkt vollführten Verdrehung des Flugkörpers aus seiner Gleichgewichtslage, die Luftwiderstände eine Rückdrehung in die Anfangslage anstreben. Die Voraussetzungen, welche diesem Verfahren zugrunde liegen, sind erfüllt, wenn der im Schwerpunkte drehbar festgehaltene Flugkörper einem gleichförmigen Luftstrom ausgesetzt wird.

Im freien Schwebezustande werden neben der Rückdrehung auch Bewegungen des Schwerpunktes, also Änderungen der Flugrichtung eingeleitet, die sekundäre Luftwiderstände hervorrufen. Dadurch und unter dem Einflusse der Trägheitskräfte entsteht eine Schwingung, deren Ausschläge zunehmenden oder abnehmenden Verlauf zeigen können. Letzteres ist die Bedingung der Stabilität,

Berichtigung. Heft 13, S. 166, Spalte 2, Zeile 10 von oben muß es statt Fig. 44 heißen Fig. 49.

und die Feststellung bildet die Aufgabe der dynamischen Stabilitätsuntersuchung; diese führt zur Ermittlung des unter den gegebenen Verhältnissen erforderlichen oder zweckmäßigen Grades der statischen Stabilität.

Die statische Untersuchung bildet somit eine unerläßliche Grundlage für den Aufbau und das Verständnis der dynamischen Bedingungen und ist bei ihrer Erfüllung das wichtigste Hilfsmittel; sie verdient und lohnt daher eine gesonderte Behandlung¹⁾.

Vorangestellt seien einige Grundbeziehungen allgemeinerer Art.

Gleichgewicht an Flügelflächen.

Zur Aufstellung der Gleichgewichtsbedingungen einer schwebenden Flügelfläche müssen Größe, Richtung und Ort der Luftwiderstandskräfte bekannt sein. Nach Lilienthal stellt man Größe und Richtung in Polarkoordinaten dar. (Fig. 1). Die Winkel zählt man entweder von der Normalen zur Flugrichtung oder von jener zur Fläche

¹⁾ Auffallend muß deshalb die bisherige Vernachlässigung der statischen Stabilitätslehre sein, während die, der ursprünglichen Vorstellung fernliegenden und äußerst mühsamen dynamischen Untersuchungen ziemlich weit zurückreichen (Bryan und Williams 1904, Ferber 1905). Verständlich wird dies aber, wenn man bedenkt, daß sich die damalige Theorie überhaupt mit Vorliebe auf ebene Tragflächen beschränkte und übrigens die notwendigen Unterlagen zur Stabilitätsuntersuchung der gewölbten Flächen damals und noch lange danach nicht bekannt waren. Es war also naheliegend, irrigerweise alle Tragflächen so wie die ebenen als statisch stabil vorzusetzen, was dann den Drang nach einer anderen Erklärung der an ausgeführten Drachen beobachteten Unstabilität wachrufen mußte.

bzw. zur Sehne des Flächenprofils. Im ersten Falle sind die Komponenten des Widerstandes P parallel und normal zur Nullrichtung, der Auftrieb A und der Stirnwiderstand W , im zweiten Falle der Normalwiderstand N und der Tangentialwider-

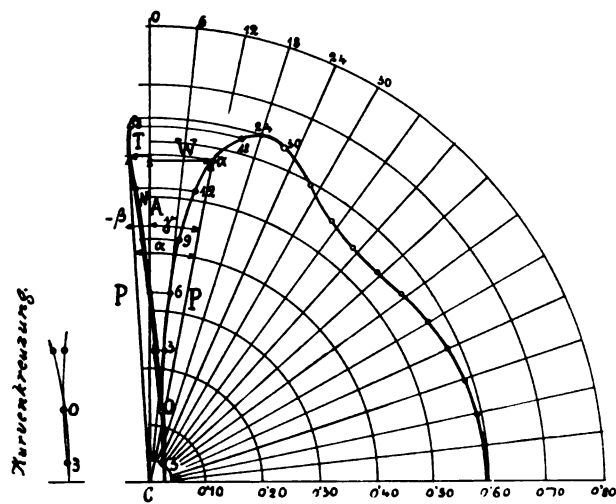


Fig. 1.

stand T . Der Neigungswinkel γ stellt zugleich den Gleitwinkel vor. Der Anstellwinkel α ist der fortlaufenden Bezifferung der beiden Kurven zu entnehmen; er wird auch durch den Bogenabstand derselben gemessen oder durch den Unterschied der zwei Neigungswinkel von P , d. h.

$$\alpha = \gamma - \beta.$$

Der Maßstab werde so gewählt, daß

$$\mu v^2 F = 1,$$

also die Längen der Strahlen die Widerstände für Luftdichte, Geschwindigkeit und Fläche 1 darstellen. Man kann auch sagen, die Kräfte seien in Widerstandseinheiten (von der Größe $\mu v^2 F$) ausgedrückt¹⁾.

Für die verwickelteren Aufgaben empfiehlt es sich, unter Beschränkung auf kleine Anstellwinkel, angenäherte analytische Beziehungen zwischen diesen und den Widerständen aufzustellen. Die einfachsten sind

$$N = n \cdot \alpha_i, \quad A = a \cdot \alpha_i, \quad W = W_0 + \omega a \alpha^2. \quad (1)$$

entsprechend einer Parabel mit dem Scheitel in A_0 als Ersatz der A - W -Kurve. Die Konstanten n und a , die sich übrigens kaum voneinander unterscheiden, sind nur von der Umrißform, insbesondere dem Seitenverhältnis der Fläche abhängig. Der wirksame Anstellwinkel α_i ist um einen, der Wölbung des Flächenprofils annähernd proportionalen Beiwert größer als der Anstellwinkel α . Nach den Kurven der Fig. 1 kann man für ein Seitenver-

¹⁾ Diese Werte A , W usw. stimmen natürlich mit den Widerstandskoeffizienten überein, wie sie sonst etwa durch ζ_A , ζ_W usw. bezeichnet werden. Zeiger sollte man aber für besondere Werte aufsparen; wenn sie dauernd mitgeschleppt werden müssen, bilden sie einen lästigen Ballast. Vor allem erscheint es aber wünschenswert, ohne stets den Faktor $\mu v^2 F$ anschreiben zu müssen, doch von den viel anschaulicheren Kräften statt der Koeffizienten reden zu können. Es bedarf beispielsweise einer kleinen Überlegung, um einzusehen, daß man die Koeffizienten ζ_A und ζ_W zu einer Resultierenden vereinigen kann, während dies bei den Kräften A und W selbstverständlich ist. Muß man, was meist nur bei der Ausrechnung von Zahlenbeispielen eintritt, auf Gewichtseinheiten übergehen, so kann man dies einfach bemerken oder ein anderes Alphabet, schlimmstenfalls einen Zeiger, anwenden. Z. B. In Kilogramm: $W_{kg} = \frac{1}{8} \mu v^2 F \cdot W$. Bezeichnungen, die der hier vorgeschlagenen verwandt sind, findet man in der englischen Literatur.

hältnis 4 etwa $n = a = 2$ und für eine Wölbung $w = 1/20$ im Mittel $\alpha_i = \alpha + 0,06$ annehmen; ferner $\omega = 0,70$ und bei mäßiger Rauigkeit $W_0 = 0,02$, letzteres mit der Wölbung rasch wachsend, ersteres langsam abnehmend.

Die Ortsangabe der Widerstandskräfte kann mit Hilfe ihrer Angriffspunkte erfolgen. Diese werden als Schnitte je zweier Nachbarlagen des Widerstandes P erhalten, der also stets tangierend zur derart erzeugten Angriffslinie liegt. Merkwürdigerweise ermöglicht diese sehr anschauliche Darstellungsweise keine unmittelbare Stabilitätsbestimmung.

Am gebräuchlichsten ist es, den Durchstoßpunkt des Widerstandes P mit der Flügelfläche durch seinen Abstand e vor dem Flächenmittelpunkte anzugeben; er wird als Druckmittelpunkt oder Druckpunkt bezeichnet. Zu beachten ist, daß diesem Punkte keine besondere mechanische Bedeutung zukommt, vor allem nicht jene eines Angriffspunktes; man kann ihn daher ebensogut in einer beliebigen anderen Vergleichsfläche bzw. Linie angeben, bei gewölbten Flügeln am besten in der Profilschne.

Die Wölbung der Flügelflächen übt eine ausgesprochene Wirkung auf die Lage des Druckpunktes aus; der Einfluß des Seitenverhältnisses ist noch nicht untersucht worden, scheint aber geringfügig zu sein. Die Kurven der Fig. 2

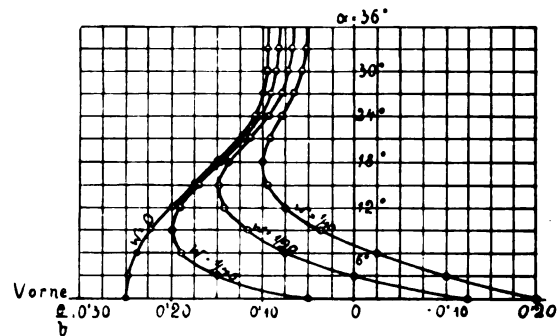


Fig. 2.

stellen den Abstand e , in Teilen der Flügeltiefe b , in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α für die Wölbungsgrade $w = 0, 1/40, 1/20, 1/10$ dar; sie sind nach den Versuchsergebnissen von Rateau, Arnoux, Prandtl und Boltzmann entworfen und dürften bei Seitenverhältnissen von 3 bis 5 und Kreisbogenprofilen ziemlich richtig sein. Mit Ausnahme jener der ebenen Platte gehen alle Kurven bei $\alpha_i = 0$ nach rückwärts ins Unendliche. Dies zeigt an, daß dabei der Normalwiderstand N verschwindet, während ein negatives endliches Drehmoment besteht. Durch entsprechende Tieferlegung der Vergleichsebene kann man erreichen, daß das Moment zugleich mit dem Normalwiderstand verschwindet, mithin die e - α -Kurve ganz im Endlichen verläuft. Der Übergang auf eine andere Vergleichsebene ist, wie im nächsten Abschnitte gezeigt wird, leicht durchführbar.

Denkt man sich die Druckpunktskurve eines Drachenflugzeuges für eine durch den Schwerpunkt gehende Vergleichsebene entworfen, so läßt sich unmittelbar der Anstellwinkel ablesen, unter dem sich das freischwebende Flugzeug einstellen wird, sowie die Verschiebungen des Schwerpunktes, welche zur Erzielung anderer Anstellwinkel erforderlich wären. Dies gilt auch noch dann, wenn eine Zugkraft in einer durch den Schwerpunkt gehenden Richtung einwirkt, was bis auf weiteres als Regel gelten soll.

Die Änderungen des Anstellwinkels, welche während des Fluges zum Zwecke der Höhensteuerung vorzunehmen sind, werden meist durch eine Verschiebung der resultierenden Druckpunktslagen bewirkt. Die sehr

einfachen Bedingungen dafür ergeben sich nebenbei aus den Stabilitätsbeziehungen.

Statische Stabilität der Flügelflächen.

Jede Aussage über die statische Stabilität eines Flugkörpers setzt die Kenntnis des Drehpunktes voraus, auf den sie sich bezieht. Des Gleichgewichtes wegen muß er in der jeweiligen Widerstandsrichtung liegen, also ein Druckpunkt sein, und ist daher durch die Angabe der Vergleichsfläche bestimmt. Bei symmetrischen Flügelflächen gilt, sofern nicht ausdrücklich anderes bemerkt wird, der Druckpunkt auf der Profillehne als Drehpunkt.

Die Flügelfläche der Fig. 3, gekennzeichnet durch ihre e - α -Kurve, werde unterm Anstellwinkel α getroffen und sei im zugehörigen Druckpunkte S drehbar gelagert. Eine kleine Aufdrehung der Flügelfläche vermehrt den Anstellwinkel um $\vartheta\alpha$; die Neigung der Kurve bestimmt die gleichzeitige Wanderung ϑe des Druckpunktes. Ist diese nach rückwärts gerichtet, also negativ, so besteht das Bestreben zur Rückkehr in die Anfangslage, das Gleichgewicht ist also stabil. Der Stabilitätsgrad wird durch die verhältnismäßige Größe des erzeugten Rückdreh- oder Stabilitätsmomentes — $N\vartheta e$ gemessen.

Es wird gewöhnlich ins Verhältnis zu N und $\vartheta\alpha$ gesetzt, so daß sich als Maß der Stabilität eine Strecke

$$d = -\frac{\vartheta e}{\vartheta\alpha} \quad (2)$$

ergibt; d. h. das Rückdrehmoment ist ebenso groß, als griffe eine Kraft von der Größe N , aber von unveränderlicher Richtung in dem um $SM = d$ überm Drehpunkte gelegenen Metazentrum M an. Bei Schiffen — auch bei Luftschiffen — wo die Richtung des Auftriebes unverändert bleibt, ist das Metazentrum als wirklicher Angriffspunkt desselben zu betrachten. Bei Flügelflächen, wo die Richtung des Widerstandes wechselt, ist dies nicht zulässig; der Angriffspunkt, dessen Bestimmung im ersten Abschnitte erwähnt ist, kann über oder unter dem Metazentrum liegen. Bei einer im Gleichgewichte schwebenden Flügelfläche, mit dem Schwerpunkt in S , ist aber das Rückdrehmoment gleich dem Momente der Schwerkraft, bezogen auf das Metazentrum, so als ob der Flügel in diesem Punkte aufgehängt wäre¹⁾.

Zu einem anderen unzweideutigeren Ausdruck der Stabilität, der im folgenden vorwiegend verwendet werden soll, gelangt man, wenn man das Rückdrehmoment auf die gleichzeitige Änderung ϑN des Normalwiderstandes bezieht. Das Ergebnis ist ein Arm der Stabilität

$$r = -\frac{N\vartheta e}{\vartheta N} \quad (3)$$

und das Verhalten so, als griffe der Widerstandszuwachs ϑN im Punkte S_i , im Abstände $SS_i = r$ hinterm Druckpunkte an. Es ist also S_i der Mittelpunkt der Druckänderungen. Stellt man e in Beziehung zu N dar, durch eine e - N -Kurve, was auch sonst ganz zweckmäßig ist, so ist r , als Produkt aus Neigung und Ordinate, ohne weiteres angebbar. Mit der e - α -Kurve bzw. der metazentrischen Höhe d besteht der Zusammenhang

$$r = d \cdot \frac{N\vartheta\alpha}{\vartheta N} \quad (4)$$

oder, unter Voraussetzung der Proportionalität zwischen N und α_i ,

$$r = d \cdot \alpha_i \quad (5)$$

¹⁾ Es darf aber daraus nicht geschlossen werden, daß die Schwingungen des Flügels um diesen Punkt erfolgen müssen.

also auch

$$r = -\frac{\vartheta e}{\vartheta\alpha} \cdot \alpha_i \quad (6)$$

Man kann, wie in Fig. 3 geschehen, die Kurve der Mittelpunkte S_i der Druckänderungen neben jener der

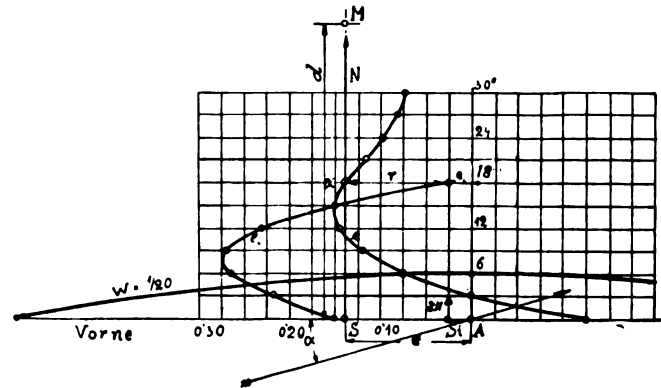


Fig. 3.

Druckpunkte verzeichnen; der Abstand beider stellt dann den Stabilitätsarm in Abhängigkeit vom Anstellwinkel dar, d. h. es ist

$$e - e_i = r \quad (7)$$

Während die ebene Platte bei allen Anstellwinkeln stabil ist, zeigen gewölbte Flügelflächen ein ausgesprochen labiles Gebiet; es erstreckt sich von $\alpha_i = 0$ bis zu einem mit der Wölbung wachsenden Grenzwerte, bei $w = 1/20$ beispielsweise bis $\alpha = 15^\circ$, und umfaßt selbst bei sehr flachen Wölbungen schon alle flugtechnisch wichtigen Anstellwinkel. Ähnliches gilt für alle Flügelflächen mit einfach konvex gekrümmten Rückenprofilen, deren Charakter mithin als labil zu bezeichnen ist. Formt man das Austrittsende mit verkehrter Krümmung, so wird dadurch das labile Gebiet eingengt und endlich zum Verschwinden gebracht, allerdings auf Kosten der Tragfähigkeit. Dieses Verhalten wird durch die Untersuchungen des nächsten Abschnittes verständlich, läßt sich aber natürlich nicht rechnerisch verfolgen.

Die Darstellungsweise mittels der Druckpunktabstände e und e_i genügt, wie sich schließlich zeigen wird, für alle praktischen Stabilitätsrechnungen. Die theoretische Untersuchung der verschiedenen Stabilisierungsmethoden gestaltet sich aber einfacher und übersichtlicher an der Hand eines Bildes der Produkte eN , also der Kippmomente um den Sehnenmittelpunkt A , aufgetragen über den Normalwiderständen N . Eine solche Momentenkurve für die mit $1/20$ gewölbte Flügelfläche ist in Fig. 4 entworfen. Die beliebige Länge AC stellt einen gemeinsamen Hebelarm vor. Vom Endpunkte C aus sind die Normalwiderstände und darüber, im selben Widerstandsmaße, die Momentenstrecken D aufzutragen. Die so entstandene Momentenkurve kann nach den Anstellwinkeln beziffert und zweckmäßig durch die N - T -Kurve ergänzt werden. Es ist das auf A bezogene Moment der Widerstandskräfte

$$M_a = \overline{AC} \cdot D = eN$$

daher

$$e = \overline{AC} \cdot \frac{D}{N} \quad (8)$$

Es schneidet also der aus C durch einen Punkt der Momentenkurve geführte Strahl die Profillehne im Druckpunkte S . Die Strecken zwischen Kurve und Strahl stellen die auf S bezogenen Momente M_s der Widerstandskräfte vor.

Nach Gl. (3) und (7) ergibt sich der Stabilitätsarm r oder besser gleich der Abstand des Mittelpunktes der Druckänderungen

$$e_i = e + \frac{N \partial e}{\partial N} = \frac{\partial (eN)}{\partial N}$$

oder

$$e_i = \overline{AC} \cdot \frac{\partial D}{\partial N} \quad (9)$$

Es liegt also S_i auf einem Strahl, aus C parallel zur Tangente der Momentenkurve gezogen. Eine aus C an die Kurve gelegte Tangente bestimmt die Grenze zwischen labilem und stabilem Gebiete.

Die Hinzufügung eines Momentes von der unveränderlichen Größe $\overline{AC} \cdot \Delta D$ verschiebt die Momentenkurve um ΔD nach vorne. Die Lage der Mittelpunkte der Druckänderungen S_i wird dadurch nicht berührt, ihre Abstände e_i von A bleiben also dieselben. Hingegen wandern die Druckpunkte S um ein veränderliches Maß vorwärts, welches gleichzeitig den Zuwachs des Stabilitätsarmes bildet; es beträgt

$$\Delta e = \Delta r = \overline{AC} \cdot \frac{\Delta D}{N} \quad (10)$$

Von dieser Beziehung wird später Gebrauch gemacht werden.

Man kann die Stabilität auch durch eine Senkung des Schwerpunktes vergrößern, d. h. durch eine Verschiebung der Vergleichsebene, entgegen der Richtung von N . Die Größe der Senkung AA' gibt aber nicht, wie man anzunehmen geneigt wäre, unmittelbar die Zunahme der metazentrischen Höhe (d) an. Die Druckpunkte in der verschobenen Ebene findet man, indem man SS' parallel zur Richtung des Widerstandes P , wie sie durch die N - T -Kurve gegeben ist, zieht. Die Abstände von A sind daher

$$e' = e + \overline{AA'} \cdot \tan \beta \cong e + \overline{AA'} (\gamma - \alpha),$$

und gemäß Gl. (2) findet man durch Differenzierung

$$d' = d + \overline{AA'} \left(1 - \frac{\partial \gamma}{\partial \alpha} \right) \quad (11)$$

Das letzte Glied stellt die Zunahme der metazentrischen Höhe vor; sie ist bei kleinen Anstellwinkeln größer als die Senkung AA' , bei großen kleiner und ihr gleich nur bei jenem Anstellwinkel α_1 , wo der Gleitwinkel γ ein Minimum wird. Daraus ist zu ersehen, daß selbst die Lage des Metazentrums gegenüber der Flügelfläche nicht nur vom Anstellwinkel, sondern auch von der Wahl der Vergleichsebene abhängig ist.

Die neue Momentenkurve wäre bestimmt durch

$$D' = D + \frac{AA'}{\overline{AC}} \cdot T$$

und insbesondere für eine Senkung bis zum Punkte C würde

$$D' = D + T \quad (12)$$

also gleich den Abschnitten zwischen Momentenkurve und N - T -Kurve.

Denkt man aber C in den Krümmungsmittelpunkt des Flächenprofils verlegt, so kann das auf ihn bezogene Kippmoment nur von jenem Teile t von T herrühren, der aus der Oberflächenreibung und dem etwaigen Kantenviderstande besteht. Man hat sich also t im Scheitelpunkte O des Profils und $T - t$ im Krümmungsmittelpunkte angreifend zu denken. Bezogen auf den Scheitelpunkt muß daher, wenn R den Krümmungsradius bezeichnet, das Kippmoment werden

$$M_0 = R (t - T),$$

oder man kann für eine im Scheitel berührende Vergleichsebene unmittelbar die Druckpunktabstände ausdrücken

$$e = R \frac{t - T}{N} \quad (13)$$

Sie stehen also in enger Beziehung zu den Tangentialwiderständen¹⁾.

Die vorhergehenden Betrachtungen, insbesondere Gl. (12) zusammen mit Fig. 4 lassen erkennen, daß die

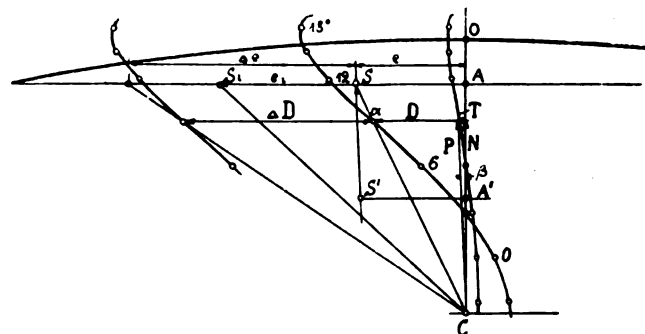


Fig. 4.

vollständige Stabilisierung gewölbter Flügelflächen außerordentlich große, meist unausführbare Schwerpunktsenkungen notwendig machen würde.

Statische Stabilität gekoppelter Flächen.

Ein einwandfreies Mittel zur ausgiebigen Stabilisierung besteht in der Anordnung hintereinanderliegender, starr verbundener Flügelflächen mit der Reihe nach abnehmenden Anstellwinkeln. Es genügt, das Verhalten eines Flächenpaares zu untersuchen, da sich die Ergebnisse dann leicht auf eine größere Flächenzahl ausdehnen lassen. Die Reihenfolge sei durch die Bezeichnung als Kopf- und Schwanzfläche angegeben. Von der üblichen Unterscheidung nach der Größe, in Tragflächen oder Flügel und Stabilisierungsflächen oder Flossen, werde vorläufig abgesehen. Die Beziehungen gelten dann ohne Einschränkung auch bei gleichgroßen Flächen und sowohl für Anordnungen mit Schwanzflosse, nach Fig. 5, als verkehrt mit Kopfflosse. Vorausgesetzt wird, daß keine gegenseitige Beeinflussung der Stromformen stattfindet; nach den Beobachtungen an Strömungsbildern und der Erfahrung dürfte dazu ein

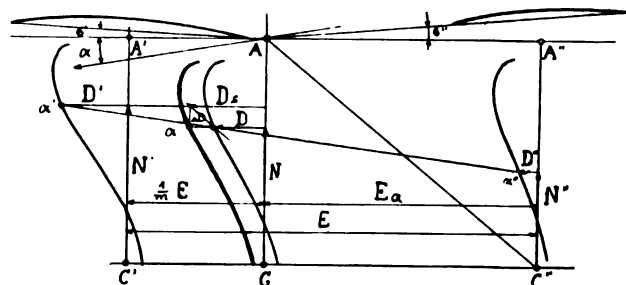


Fig. 5.

Mittelabstand gleich der doppelten Summe der beiden Flächentiefen genügen; es soll also sein

$$E \geq 2 (b' + b'') \quad (14)$$

Der Inhalt der Schwanzfläche sei $\frac{1}{m}$ der Gesamtfläche F .

¹⁾ In Ermangelung von Versuchsangaben über die Druckpunktlagen gewölbter Flächen hat d. V. diesen Zusammenhang seiner 1908 veröffentlichten statischen Untersuchung „Die Stabilität der Drachenflieger“ zugrunde gelegt.

also $\frac{1}{m-1}$ der Kopffläche. Haben die beiden Flächen verschiedene Seitenverhältnisse, also verschiedene Widerstandszahlen n nach Gl. (1), so sind sie auf ein beliebiges gemeinsames n zu reduzieren, d. h. es ist mit den wirklichen Flächengrößen zu rechnen.

Die gegenseitige Verdrehung oder die *Schränkung* der ursprünglich in einer Ebene gelegenen Flügelflächen erfolge um den gemeinsamen geometrischen Flächenschwerpunkt oder Mittelpunkt A , der in $\frac{1}{m}$ des Abstandes $A'A''$ liegt. Die sichtbare Schränkung σ werde auf Kopf- und Schwanzfläche im umgekehrten Verhältnisse ihrer Größen verteilt; die beiden Verdrehungen betragen also

$$\sigma' = \frac{1}{m} \sigma \quad \sigma'' = -\frac{m-1}{m} \sigma \quad (15)$$

und die beiden Anstellwinkel

$$\alpha' = \alpha + \sigma', \quad \alpha'' = \alpha + \sigma''$$

mit den zugehörigen Normalwiderständen N' und N'' . Der Unterschied der wirksamen Anstellwinkel α'_i und α''_i werde als *wirksame Schränkung* σ_i bezeichnet.

Die Zusammensetzung der Kräfte und Momente erfolge am gemeinsamen Mittelpunkt A . Die Kräfte können unter Vernachlässigung der kleinen Verkürzungen addiert werden, so als wären sie parallel und normal zu AC gerichtet. Die Momentenkurven sind daher über dieser Richtung, wie für die ungeschränkten Flächen verzeichnet. Die resultierende Normalkraft wird

$$N = N' - \frac{1}{m} (N' - N'') \quad (16)$$

Infolge der gewählten Verteilung der Schränkung wird aber, insoweit die Proportionalität zwischen Änderungen von Widerstand und Anstellwinkel gilt, die Druckzunahme an der Kopffläche gleich der Druckabnahme an der Schwanzfläche, es wird somit N durch die Schränkung nicht beeinflusst und entspricht mittleren Werten des wirksamen Anstellwinkels und der Wölbung, nämlich:

$$\alpha_i = \alpha'_i - \frac{1}{m} \sigma_i, \quad w = w' - \frac{1}{m} (w' - w'') \quad (17)$$

Ähnlich gibt die Summierung der Einzelmomente ein mittleres Moment, dargestellt durch

$$D = D' - \frac{1}{m} (D' - D'') \quad (18)$$

Da die Tangentialkräfte, stets durch A gehend, momentlos sind, ist dieses mittlere Moment bereits das resultierende Moment, falls $N' = N''$, oder mit anderen Worten, falls keine *wirksame Schränkung* vorhanden ist, also für $\sigma_i = 0$.

Trifft dies nicht zu, so erzeugen die in A' und A'' gedachten Kräfte N' und N'' ein *Zusatzmoment*, dargestellt durch

$$\Delta D = \frac{E_a}{AC} \cdot \frac{1}{m} (N' - N'') = \frac{E_a}{AC} \cdot \frac{n}{m} \cdot \sigma_i \quad (19)$$

also proportional der wirksamen Schränkung und unabhängig vom Anstellwinkel.

Zeichnerisch findet man, und zwar unabhängig von der Annahme eines besonderen Widerstandsgesetzes, die mittlere Normalkraft und das mittlere Moment durch m -Teilung der Verbindungslinie der beiden Punkte der Einzelkurven. Projiziert man dann diesen mittleren Momentenpunkt, parallel zur Schrägen AC'' , auf die Richtung D' , so erhält man die Größe ΔD des durch die Schränkung

erzeugten Zusatzmomentes, und $D_s = D + \Delta D$ als resultierendes Moment. Der größeren Genauigkeit wegen würde es sich empfehlen, die Einzelkurven gleich über der gemeinsamen Grundlinie zu verzeichnen.

Haben Kopf- und Schwanzfläche dasselbe Profil, so fallen die Einzelkurven zusammen. Wie aus Fig. 6 ersichtlich, sind dann auch die Abweichungen der daraus abgeleiteten mittleren Momentenkurve nur geringfügig. In der Nähe des Wendepunktes, wozu gerade der Größtwert von e_i gehört, verschwinden sie vollständig, und nahezu ganz innerhalb des technisch wichtigen Winkelbereiches.

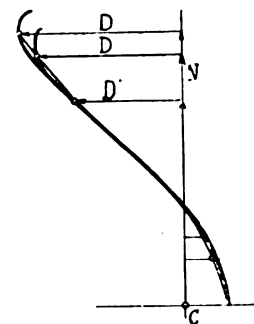


Fig. 6.

Sind bei gleicher Wölbung die Profilgrößen der beiden Flächen verschieden, so werden die Einzelmomente denselben proportional und die mittlere Momentenkurve entspricht sehr annähernd einer mittleren Profilgröße

$$b = b' - \frac{1}{m} (b' - b'') \quad (20)$$

Endlich genügt, zum mindesten bei der üblichen, ausgesprochenen Abstufung der Flächengröße, bei verschiedenen Wölbungen die Einführung des mittleren Wölbungsgrades, nach Gl. (17).

Man wird sich also fast immer begnügen können, als mittlere Momentenkurve jene des mittleren Flächenprofils anzunehmen oder, noch einfacher, unmittelbar die e - und e_i -Kurven desselben zu verwenden. Das durch die Schränkung erzeugte konstante Zusatzmoment nach Gl. (19) läßt, wie aus dem vorigen Abschnitte bekannt, die Abstände e_i unverändert und bewirkt nur eine veränderliche Verschiebung der Druckpunkte S , nach Gl. (10), die nun beträgt:

$$\Delta e = \Delta r = \frac{1}{m} \cdot E_a \frac{\sigma_i}{\alpha_i} \quad (21)$$

Damit ist die Aufgabe gelöst, denn man kann für eine gewählte Schränkung die resultierende Druckpunktkurve nach $e_s = e + \Delta e$ berechnen, oder für jeden Anstellwinkel, nach $\Delta r = e_i - e$, die zur vollen Stabilisierung nötige Schränkung angeben.

Nachdem es sich aber in der Wirklichkeit fast ausschließlich um Drachen mit festliegendem Schwerpunkte handelt, erscheint es zweckmäßiger, von einem gewählten Abstände e_s desselben auszugehen. Die resultierende Druckpunktkurve muß dann zu einer Geraden, parallel zur N -Richtung, gemacht werden. Es ist somit der Verlauf von $\Delta e = e_s - e$, und damit jener der wirksamen Schränkung, nach Gl. (21), vorgeschrieben, oder wenn man statt des Mittelpunktsabstandes E_a der Schwanzfläche die Entfernung E der beiden Flächen einführt, nach

$$e_s - e = \frac{m-1}{m^2} E \frac{\sigma_i}{\alpha_i} \quad (22)$$

Die Größe der Stabilität folgt aber unmittelbar aus der Schwerpunktslage und der e_i -Kurve des mittleren Profils, nach $r_s = e_s - e_i$, und der Drache ist bei allen Anstellwinkeln stabil, sobald e_s den Größtwert von e_i übertrifft. Für eine mittlere Wölbung gleich $1/20$ beträgt derselbe nach Fig. 3 beispielsweise 0,275 der mittleren Profilgröße, bei einem Anstellwinkel von 8° .

Die Stabilität eines flugfähigen Drachen ist daher durch den Abstand des Schwerpunktes vom Flächenmittelpunkt gekennzeichnet, der oft durch die Grundanordnung des Flugzeuges innerhalb enger Grenzen festgelegt ist. Wird das Triebwerk am Hinterrande der Flügel angeordnet,

wie es bei Zweideckern die Regel ist, so läßt sich der zur völligen Stabilisierung erforderliche Abstand kaum einhalten, während die bei Eindeckern übliche Anordnung diesbezüglich keine Schwierigkeiten bietet. Besonders un bequem wird die Erfüllung dieser Stabilitätsbedingung, wenn man eine Kopfflosse verwendet, da diese den Flächenmittelpunkt noch vor die Flügel verlegt.

Um zu sehen, ob bei einer gegebenen Austeilung der Flächen die zur Erreichung eines gewünschten Druckpunktsabstandes erforderliche Schränkung eine passende Größe erhält, wird man sie des leichteren Vergleiches wegen für einen bestimmten Anstellwinkel berechnen, etwa für jenen, wo $e = 0$ wird, was bei $\frac{1}{20}$ Wölbung zu $\alpha = 3^\circ$ führt, und auch dem kleinsten zur Anwendung geeigneten Anstellwinkel entsprechen dürfte. Als Einheit und zugleich als normale Grenze der Schränkung kann dann jene gelten, welche dabei den wirksamen Anstellwinkel der Schwanzfläche zum Verschwinden bringt. Es darf aber nicht übersehen werden, daß dies nur gelten kann, solange es sich um ausgesprochene Schwanzflossen, also große m handelt. Bei der Verkleinerung von m , insbesondere beim Übergang zur Kopfflosse ($m < 2$) wird die Größe der Schränkung durch die Rücksicht auf den Anstellwinkel der Kopffläche begrenzt, der nicht übermäßig anwachsen darf. Aus Gl. (17) findet man leicht

$$\frac{\sigma_i}{\alpha_i} = m \left(\frac{\alpha_i'}{\alpha_i} - 1 \right) = \frac{m}{m-1} \left(1 - \frac{\alpha_i''}{\alpha_i} \right).$$

Setzt man darin als Grenzen $\alpha_i'' = 0$ und etwa $\alpha_i' = 1,5 \alpha_i$, was eher hoch gegriffen sein dürfte, so erhält man als Einheit der wirksamen Schränkung

$$\frac{\sigma_i}{\alpha_i} = \frac{m}{m-1}, \text{ wenn } m > 3 \quad . . . (23)$$

$$\frac{\sigma_i}{\alpha_i} = \frac{m}{2}, \text{ wenn } m < 3 \quad . . . (24)$$

Mit Kopfflossen ist also nur etwa die Hälfte der stabilisierenden Wirkung gleichgroßer Schwanzflossen erreichbar.

Für die volle Schränkung nach Gl. (23) ergibt sich der größtmögliche Schwerpunktsabstand

$$e_s = \frac{1}{m} E \quad . . . (25)$$

eine Beziehung, die auch aussagt, daß dann der resultierende Druckpunkt in die Mitte der Tragfläche zu liegen kommt.

Ist z. B. $E = 3 b$, so ist eine Schwanzflosse von rd. $\frac{1}{10}$ der Gesamtfläche zur Stabilisierung gerade hinreichend. Wählt man sie größer, etwa $\frac{1}{6}$, was noch ohne Schwierigkeiten ausführbar ist, so kann man die Schränkung vermindern oder $e_s = 0,56$, also einen Stabilitätsarm $r_s > 0,225 b$ erreichen.

Der zweckmäßigste Wölbungsgrad der Flosse wird dem wirksamen Anstellwinkel, unter welchem sie verwendet wird, entsprechen. Kopfflossen werden daher mit Vorteil etwas stärkere Wölbungen als die Flügel erhalten. Schwanzflossen dagegen schwächere oder, bei Anwendung der vollen Schränkung nach Gl. (23), gar keine. Es sei hier auch daran erinnert, daß m der wirksame Flossengröße entspricht, also durch das Seitenverhältnis stark beeinflusst werden kann.

Die Beziehung zwischen zusammengehörigen kleinen Änderungen des Anstellwinkels und der Schränkung findet man entweder durch Differenzierung von Gl. (21) oder übersichtlicher aus der Bedingung, daß das Stabilitätsmoment durch das Zusatzmoment nach Gl. (19) aufgehoben werden muß, also

$$r_s \vartheta N = \frac{n}{m} E_a \vartheta \sigma$$

$$\frac{\vartheta \alpha}{\vartheta \sigma} = \frac{1}{m} \cdot \frac{E_a}{r_s} \quad . . . (26)$$

Dies ist aber auch ein Ausdruck für die Wirkung eines Höhensteuers, welches $\frac{1}{m}$ der Gesamtfläche des Drachen ausmacht und im Abstände E_a vom gemeinsamen Mittelpunkt liegt. Am deutlichsten ist es, die Abstände nach vorwärts, so wie die e , zu zählen und die Steuerverstellungen im Sinne der Anstellwinkel. Der Ausdruck gilt dann für Schwanz- und für Kopfsteuer; er bezieht sich aber auf den mittleren Anstellwinkel des Drachen, einschließlich des Steuers. Sichtbar wird aber die Neigung des Drachen ohne Steuer, nämlich

$$\frac{\vartheta \alpha'}{\vartheta \sigma} = \frac{1}{m} \left(\frac{E_a}{r_s} - 1 \right) \quad . . . (27)$$

Hingegen ändert sich der Anstellwinkel des Steuers selbst um $\vartheta \alpha' + \vartheta \sigma$; macht man also beispielsweise

$$E_a = - (m - 1) r_s,$$

so behält er denselben Wert. Die Steuerung wirkt dann so, als ob damit der Drache von einer festen Richtlinie aus verdreht würde.

(Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

9. Auftrieb und Widerstand eines Höhensteuers, das hinter der Tragfläche angeordnet ist.

Tragwirkung und Widerstand von ebenen und gewölbten Flächen, die einen beliebigen Winkel mit der Fortschreitungsrichtung einschließen, sind unter den verschiedensten Verhältnissen in der letzten Zeit untersucht und die Resultate bekannt gegeben worden. Die Versuche beschränken sich aber ausschließlich auf den Fall, daß sich die Fläche in einer ungestörten Strömung befindet. Es ist nun von vornherein einleuchtend, daß bei einer Flächenkombination die sich ergebende resultierende Kraft verschieden ist von der Summe der Kräfte, die an den einzelnen Flächen für sich allein angreifen würden. Wenn man es, wie in der vorliegenden Untersuchung, mit der Zusammenstellung einer Tragfläche mit einem dahinter angebrachten Höhensteuer zu tun hat, so wird namentlich die Windkraft, die am Höhensteuer angreift, beträchtlich anders sein als bei einer ungestörten Strömung, während die Strömung um die Tragfläche durch das dahinter befindliche Höhensteuer weniger verändert sein wird.

Die Variationsmöglichkeit ist in unserem Fall noch erheblich größer als bei der Untersuchung an gewöhnlichen Platten. Es kommt hier nicht nur auf die Gestaltung und den Neigungswinkel von Tragfläche und Steuerfläche an, sondern es ist auch von Einfluß, wie die Steuerfläche relativ zur Tragfläche gelegen ist. Es wird z. B. andere Resultate ergeben, wenn man die Steuerfläche unterhalb oder oberhalb der Sehne der vorderen Tragfläche anbringt und es wird ferner nicht gleichgültig sein, wie groß der Abstand zwischen den beiden Flächen ist. Da wir uns vorläufig nur auf eine kurze Untersuchung der Windkräfte an Steuerflächen einlassen wollen, ist es nötig, die Variationsmöglichkeit zu beschränken. Bei den im folgenden mitgeteilten Versuchen wurden nur die Neigungswinkel der beiden Platten geändert und alle anderen Größen festgehalten.

Als Tragfläche benutzten wir eine rechteckige Platte von 12×60 cm Seitenfläche (siehe Fig. 51) mit einem Wölbungsprofil von 6,7 mm — das Verhältnis $\frac{\text{Pfeil}}{\text{Sehne}}$ war also $= 1:18$. Die Steuerfläche war eben und maß 8×20 cm. Beide Platten waren aus Zinkblech von 2,3 mm Stärke

hergestellt. Die vordere und hintere Kante waren wie bei den früheren Platten abgerundet. Der Abstand zwischen der Hinterkante der Tragfläche und der Vorderkante der Steuerfläche betrug 24 cm. Die Verbindung der beiden Platten bestand aus zwei schmalen und zugschärften Stangen s von 2 mm Stärke und 12 mm Höhe. An beiden Platten waren je zwei Ansätze angebracht, die durch vier flache Schrauben R_1 und R_2 an den Stangen befestigt waren. Wenn die Schrauben angezogen waren, verhielten sich die beiden Flächen wie ein festes Gefüge, an dem Messungen ähnlich wie an einer einzelnen Platte angestellt werden konnten. Die Aufhängung geschah in gleicher Weise wie bei unseren früheren Plattenmessungen (Fig. 3 Heft 11, Jahrgang 1910). Die drei Haken vorne waren durch dünne Drähte mit den Wagen I und II

der vorderen Tragfläche und war 24 cm von der Hinterkante der Tragfläche entfernt.

Die Messungen wurden nun in der Weise ausgeführt, daß zuerst die Schrauben R_2 gelöst und die Steuerfläche weggenommen wurde. Für die Tragfläche samt Stangen s wurden die Kräfte an den drei Wagen abgelesen. Bei gleicher Neigung der Tragfläche wurden dann die Kräfte ermittelt, die sich mitsamt der hinteren Fläche ergaben. Es konnte dabei noch durch Drehung um R_2 der Neigungs-

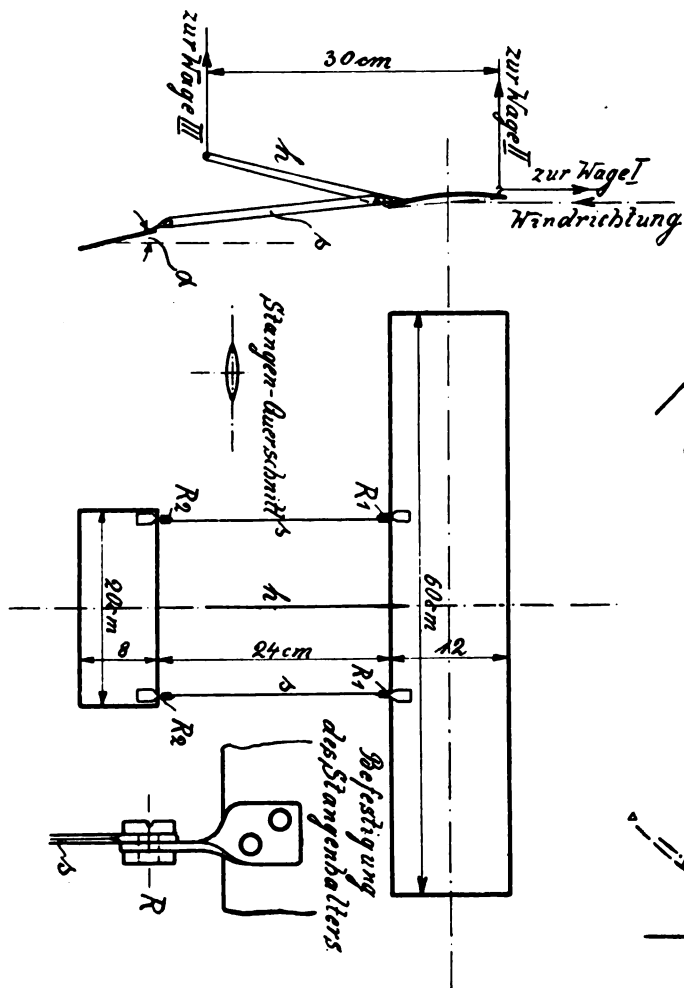


Fig. 51. Versuchskörper.

in Verbindung, während an einem nach hinten führenden Hebel h die Drähte für die Wage III hingen. Der hintere Aufhängepunkt konnte wie bei den früheren Versuchen gehoben und gesenkt und dadurch das ganze Gefüge um die vorderen Aufhängehaken gedreht werden. Auf diese Weise wurden die Einfallswinkel für die beiden Flächen gleichzeitig geändert. Außerdem ließ sich die hintere Fläche allein um die Punkte R_2 drehen, wenn zu diesem Zwecke die Schrauben R_2 vorher gelockert waren. Die weitere Möglichkeit, die Steuerfläche um die Punkte R_1 zu drehen, wurde bei den vorliegenden Versuchen nicht ausgenutzt. Da die Punkte R_2 nahe an der Vorderkante der Steuerfläche gelegen waren, blieb diese bei Drehungen der Steuerfläche um R_2 relativ zur Tragfläche ziemlich in der gleichen Lage. Bei den hier mitgeteilten Messungen lag die Vorderkante ungefähr 0,4 cm unterhalb der Sehne

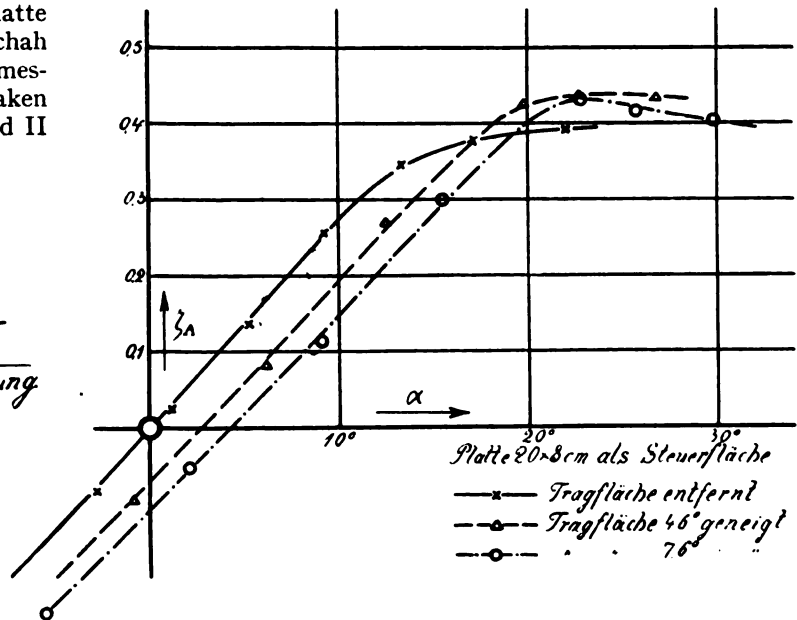


Fig. 52 u. 53. Auftrieb und Widerstand der Steuerfläche.

winkel der Steuerfläche beliebig eingestellt werden. Die Differenz der beiden Meßresultate lieferte die Windkräfte für die Steuerfläche unter dem betreffenden Winkel, wenn man an der Annahme festhält, daß die Strömung um die Tragfläche durch die Steuerfläche nur unbedeutend geändert wird. Diese Messungen wurden für verschiedene Neigungen des Steuers ausgeführt und die Kurven in Fig. 52 und 53, die den Auftriebskoeffizient ζ_A — aus der Formel Auftrieb-Fläche $\frac{\gamma \cdot v^2}{g} \cdot \zeta_A$ — und den Widerstandskoeffizient ζ_W abhängig vom Neigungswinkel darstellen, nach den gewonnenen Ergebnissen gezeichnet. Es ist hierbei zu berücksichtigen, daß die Kräfte für die Steuerfläche gewonnen wurden als Differenz von zwei relativ großen Meßwerten. Unter diesen Umständen fallen natürlich die Beobachtungsfehler hier stärker ins Gewicht wie

bei unseren früheren Messungen, was sich namentlich bei den ζ_W -Werten deutlich bemerkbar macht. Zum Vergleich sind in Fig. 52 und 53 die Resultate, die an einer ebenen Platte 8×20 cm ohne davor befindliche Tragfläche erhalten worden sind, mit eingetragen.

Außer der Größe der Windkraft interessiert bei Steuerflächen noch ihre Lage oder, was dasselbe ist, die Größe des Drehmoments, das durch das Steuer auf die Sehnen-

da die Intensität des Wirbels — gemessen durch das Linienintegral $\Gamma = \int_0^\infty v \cdot d\mathfrak{s}$ längs einer geschlossenen Kurve, die den Wirbel einschließt — durch den tatsächlich gemessenen Auftrieb bestimmt ist nach der Formel:

$$\text{Auftrieb} = \frac{\rho}{g} \cdot \text{Plattenlänge } l \times \text{Parallelgeschw. } v \\ \times \text{Wirbelstärke } \Gamma.$$

Denken wir uns nun durch die beiden Achsen der Wirbelzöpfe eine Ebene gelegt und bringen damit die Ebene zum Schnitt, die senkrecht auf der Tragfläche in deren Mitte errichtet ist, so läßt sich die Vertikalgeschwindigkeit w für die Punkte der Schnittgeraden leicht berechnen. Bezeichne ich nämlich mit b die Tiefe der Tragfläche — bei uns 12 cm —, mit l die Breite — 60 cm, — mit ζ_A den Auftriebskoeffizienten und mit x die Entfernung von der Mitte der Tragfläche, so lautet die Prandtsche Formel:

$$\frac{w}{v} = \frac{b \zeta_A}{\pi l} \left(1 + \frac{\sqrt{x^2 + (l/2)^2}}{x} \right)$$

Bei uns ist der Abstand x zwischen Steuerfläche und Tragfläche 34 cm; der Auftriebskoeffizient ζ_A für die Tragfläche beträgt bei $7,6^\circ$ Neigung 0,495 und bei $4,6^\circ$ 0,385, so daß wir erhalten:

$$\text{tg } \beta = \frac{w}{v} = 0,0738 \text{ bzw. } 0,0575.$$

Die Neigung β der Strömung 34 cm hinter der Mitte der Tragfläche berechnet sich daraus zu $4,2^\circ$ bzw. $3,3^\circ$. Aus der Kurventafel (Fig. 52) ersieht man, daß die Steuerfläche bei $4,3^\circ$ bzw. $2,8^\circ$ parallel

zur Stromrichtung steht, da bei diesen Neigungen der Auftrieb verschwindet. Es stehen also den theoretischen Werten 4,2 und $3,3^\circ$ die praktischen Werte 4,3 und $2,8^\circ$ gegenüber, was sicher eine sehr gute Bestätigung der Theorie bedeutet.

O. Föppl.

Drahtlos telegraphischer Orientierungs- und meteorologischer Beratungsdienst für die Luftschiffahrt.

Von Dr. Max Dieckmann.

Mehrere Unglücksfälle des vergangenen Jahres, die die Luftschiffahrt zu verzeichnen hat, lassen sich ohne weiteres darauf zurückführen, daß die Luftschiffer zu geringe Fühlung mit der Außenwelt besaßen. Mangelnde meteorologische Beratung, namentlich mangelnde Orientierungsmöglichkeit bei unsichtigem Wetter lassen den Führer leicht in eine Lage kommen, in der er, ohne die rechten Grundlagen zu zielbewußtem Vorgehen zu haben, auf gut Glück seine Maßnahmen treffen muß. Ob eine solche Fahrt zu einem glatten oder katastrophalen Abschluß kommt, ist dann lediglich in der Art der äußeren Umstände begründet.

Es ist deshalb von besonderer Wichtigkeit, daß die drahtlose Telegraphie gestattet, mit relativ einfachen Hilfsmitteln ein Luftfahrzeug in Fühlung mit der Erde zu erhalten.

Die Mitführung einer kompletten drahtlostelegraphischen Station, einschließlich einer Sendeanordnung, ist, wie mehrfache Aufstiege, namentlich mit Lenkbällons, erwiesen haben, ohne weiteres möglich. Eine Gefährdung der Fahrzeuge durch das »Funken« ist nicht notwendig, selbst nicht bei einem metallisch

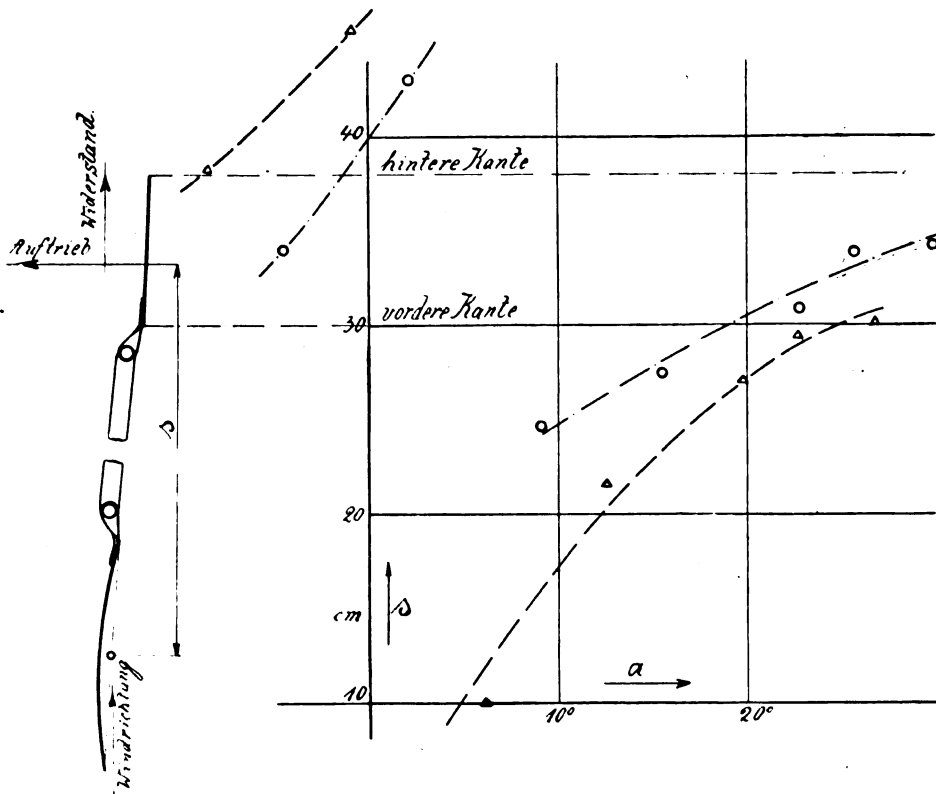


Fig. 54. Angriffspunkt des Auftriebs.

mitte der vorderen Platte ausgeübt wird. Wir haben deshalb in Fig. 54 den Abstand s der Auftriebskraft der Steuerfläche vom Sehnenmittelpunkt der Tragfläche abhängig von α eingetragen (das Moment des Widerstandes ist nur unbedeutend).

Es soll hier noch gezeigt werden, daß die gefundenen Ergebnisse sehr gut mit theoretischen Erwägungen übereinstimmen, die Prof. Prandtl über die Strömung um einen endlichen Aeroplan angestellt hat. Schon Lanchester weist in seinem Werk »Aerodynamik« (übersetzt von C. und A. Runge) darauf hin, daß sich an die beiden Enden eines Aeroplans zwei Wirbelzöpfe anschließen, die den Übergang von der Strömung um den Aeroplan — die ungefähr nach der Kuttaschen Theorie erfolgt — zur Strömung der ungestörten Flüssigkeit auf den beiden Seiten vermitteln. Diese beiden Wirbelzöpfe bilden die Fortsetzung des Wirbels, der nach der Kuttaschen Theorie seinen Sitz an der Platte hat. Man wird zu dieser Annahme gezwungen durch den Helmholtzschen Satz, daß Wirbel nicht in der Flüssigkeit enden können. Die beiden Wirbelzöpfe sind übrigens schon in der Göttinger Anstalt durch Zuleiten von Salmiaknebel in die einströmende Luft, sichtbar gemacht worden.

Auf die Betrachtung dieser tatsächlich vorhandenen Strömung baut sich die Prandtsche Theorie¹⁾ auf. Es läßt sich die Vertikalgeschwindigkeit, die von den Wirbeln herrührt, für jede Stelle hinter der Platte angeben,

¹⁾ Die Theorie wurde von Prof. Prandtl in seiner Vorlesung über Aerodynamik und Luftschiffahrt WS 1910/11 gebracht und soll in der nächsten Zeit in dieser Zeitschrift veröffentlicht werden.

starren Zeppelinluftschiff, wie die Versuche von Oberingenieur Kober und mir (im Jahre 1909) und der Telefunktengesellschaft hinreichend erwiesen haben.

Aber es dürfte in den meisten Fällen bei Sport- oder Verkehrsflügen hinreichend sein, nur einen Empfangsapparat an Bord zu nehmen, der wenig wiegt und keinerlei besondere Vorsichtsmaßregeln bei der Bedienung erfordert. Alle Versuche, die bisher im Ausland und bei uns über die Übermittlung drahtlostelegraphischer Nachrichten vom Boden aus auf Luftfahrzeuge angestellt worden sind, haben so überraschend günstige Ergebnisse gezeigt, daß es an der Zeit ist, dieses gefahrminde- rende Hilfsmittel, das den Empfang von Nachrichten auch bei unsichtigem Wetter gestattet, in geeigneter Weise in den allgemeinen Dienst der Luftschiffahrt zu stellen.

Es liegen, soweit mir bekannt ist, zwei Vorschläge vor, die auf Grund einer allgemeinen Organisation — und nur so sind Vorteile zu erhoffen — einen drahtlosen Dienst für die Luftschiffahrt vorsehen.

A. Der erste Vorschlag stammt von Lux und ist veröffentlicht in den illustrierten aeronautischen Mitteilungen 1909, S. 995. Lux beantragt an Hand einer beigegebenen Karte ca. 90 kleine automatische radiotelegraphische Stationen über ganz Deutschland möglichst im Anschluß an vorhandene Elektrizitätswerke zu verstreuen. Alle Stationen sollen periodisch mit einheitlicher Wellenlänge ihr Kennsignal senden. Ein Ballon oder Luftschiff würde die ihm nächste Station am kräftigsten empfangen und so einigermaßen orientiert sein.

B. Geheimrat Aßmann schlägt in den illustrierten aeronautischen Mitteilungen 1910 vom 14. Dezember vor, zu Versuchszwecken eine große, einen wesentlichen Teil Deutschlands beherrschende Zentralstation zu errichten, die auf Grund eines besonders zu organisierenden meteorologischen Dienstes die Führer über Witterungsfragen vor und während der Fahrt beraten könnte.

Während also das Projekt A mit seinen sehr zahlreichen Stationen im wesentlichen für Orientierungszwecke gedacht ist, legt B mit vorerst nur einer Station den Hauptwert auf meteorologische Beratung.

Die Kritik eines einzelnen wird kaum entscheiden können, ob der Luftschiffahrt mit der Realisierung des Projektes A oder B der bessere Dienst erwiesen wäre. Soweit mir Äußerungen aus Luftschifferkreisen bekannt geworden sind, scheinen gegen die Durchführbarkeit des Projektes B die größeren Bedenken zu bestehen.

Ich möchte mir im folgenden einen weiteren Vorschlag C erlauben, den man als einen Kompromiß zwischen A und B auffassen kann, insofern als er zu Orientierungszwecken eine kleinere Anzahl von Stationen, als bei dem Luxschen Vorschlag vorsieht, und als zweitens die Möglichkeit meteorologischer Beratung offen bleibt.

C. Im folgenden sind die Charakteristika dieses Vorschlages aufgeführt. Sie alle sollen dazu dienen, dem Luftfahrer den

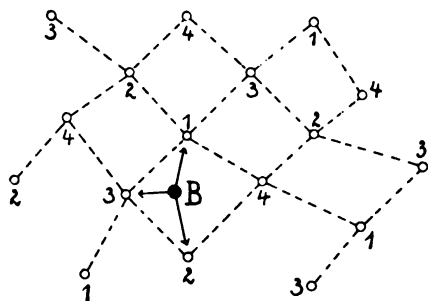


Fig. 1.

Gebrauch des drahtlosen Dienstes tunlichst angenehm zu machen und bei der kleineren Anzahl von Landstationen hinreichend genaue Orientierungsmöglichkeit zu geben.

a) Die Auswahl der Städte, die, wie bei Lux, mit automatischem Betrieb ausgerüstete Stationen einrichten sollen, muß nach einem Schema getroffen werden, derart, daß die Stationen im Prinzip nach Fig. 1 angeordnet sind. Fig. 1 stellt den Idealfall von Fig. 2 dar. Ein Luftfahrzeug B befindet sich

im allgemeinen stets innerhalb eines von vier Stationen gebildeten Karrees.

b) Die Stationen sollen alle ungefähr gleich stark sein. Primärenergie und Antennenleiter müssen so abgeglichen werden, daß diese Bedingung nahezu erfüllt ist und ein transportabler Standartempfänger in gewisser Entfernung, beispielsweise 30 km von jeder Station, mit leidlich gleicher Stärke anspricht. Nach Lage der Verhältnisse können jedoch auch zwei Stärketypen

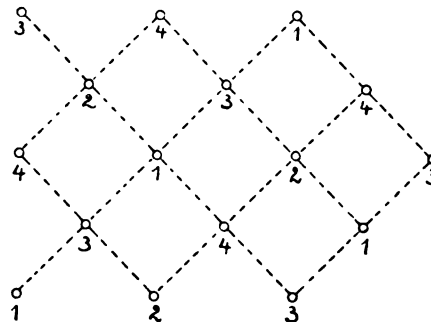


Fig. 2.

zugelassen werden, die »Normalstationen« und »große Stationen«. Die Reichweite der Normalstationen ist nicht unter 200 km gedacht.

c) Jeder Station ist ihre Gebezeit fest vorgeschrieben. Bezeichnet man die Eckstationen eines Karrees mit den Nummern 1, 2, 3 und 4, so hat jede Station alle fünf Minuten eine volle Minute lang ihr Ortssignal zu geben, aber so, daß jeweils stets nur eine der vier Stationen gibt, dagegen sollen, wie das bei-

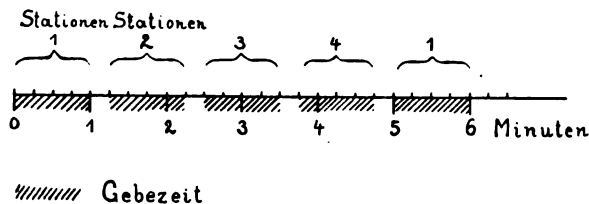


Fig. 3.

stehende Schema Fig. 3 erkennen läßt, alle Stationen mit der gleichen Nummer gleichzeitig geben.

Jeder Ballon oder jedes Luftschiff würde also mit Pausen von ca. 15 Sek. abwechselnd die Ortssignale der sie umgebenden Stationen hören.

d) Der Telephonhörer des Empfangsapparates soll mit zwei Rheostaten versehen sein.

W_1 liegt parallel zu dem 1000 ohmigen Telephonhörer und gestattet an einigen Kontaktknöpfen ungefähr die Stellung einzuregulieren, bei der das Signal unhörbar wird (Lautstärkemessung). Ermittelt man auch nur roh von drei Stationen die Nebenschlußstellungen, so sind, gleiche Sendestationen vorausgesetzt, die Entfernungsverhältnisse den Widerstandsverhältnissen proportional und es ist ein guter Anhalt für die Orientierung innerhalb der gegen den Luxschen Vorschlag großen Karrees gegeben. Der von mir jetzt verwendete Nebenschlußwiderstand oder »Abstandsschätzer« besitzt zehn Stufen mit den folgenden Widerständen:

Knopf:	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
Widerstand:	∞	1000	330	145	64	30	15	7	3,5	1,7 Ohm.

Ist eine der Stationen des Karrees eine »große Station«, so ist ein für allemal bei der Lautstärkemessung dieser Station ein Widerstand W_2 in Serie zu dem Telephonhörer zu legen, der für die Dauer des Einschaltens den Empfangsapparat in demselben Verhältnis unempfindlicher macht, als die »große Station« stärker gibt. W_2 kann zweckmäßig als variabler Widerstand ausgebildet sein. Wenn dann bei sehr guter Zeichenübertragung (nachts) zu viele Stationen gehört werden sollten, so wird einfach W_2 so weit eingeschaltet, daß nur noch drei oder vier Stationen deutlich bleiben. An diesen wird dann mit W_1 die Orientierung gewonnen.

e) Neben dem Orientierungssignal kann jede Station alle volle Stunden einmal das letzte Wettertelegramm der ihr nächstgelegenen meteorologischen Station mit einer zweiten Wellenlänge automatisch geben. Alle Stationen mit Nr. 1 bei voller Stunde, mit Nr. 2 beim ersten Viertel, mit Nr. 3 bei »Halb« und mit Nr. 4 bei »Drei Viertel«. Während dieses Wettertelegrammes fällt für die betreffende Station das sonstige Ortssignal aus.

Kapazität oder Selbstinduktion des Empfangsapparates braucht nur auf eine mit »Wettermeldung« bezeichnete Stellung geschaltet zu werden, damit der Empfänger auf die hierfür festgesetzte Wellenlänge abgestimmt ist.

Nach Aufzählung dieser Bedingungen, die selbstredend im einzelnen beliebige Abweichungen vertragen, würde sich also als Kern des Vorschlages C ergeben:

Einige geeignet über Deutschland verlegte, im allgemeinen automatisch arbeitende drahtlostelegraphische Stationen geben alle fünf Minuten eine Minute lang mit der »Orientierungswelle«, die einheitlich festzusetzen ist, das Ortssignal, alle Stunden einmal mit der »meteorologischen Welle« das letzte Wettertelegramm. Es ist durch Zeitzuordnung dafür zu sorgen, daß die Signale eines Karrees sich nicht überlagern.

Will ein Ballonführer zu beliebiger Zeit orientiert sein, so stellt er seinen Empfänger auf »Orientierung«. Er hört dann mit größten Pausen von $1\frac{1}{4}$ Minute, im allgemeinen aber nur von $\frac{1}{4}$ Minute die Ortssignale der umliegenden Stationen. Im allgemeinen kann er in vier Minuten drei Stationen gehört und so die zur Ortschätzung nötigen Daten gewonnen haben.

Will der Ballonführer meteorologisch beraten sein, so schaltet er seinen Empfänger auf »Wettermeldung« um. Er ist dann alle Viertelstunden einmal in der Lage, den diesbezüglichen Text zu empfangen.

Ein derartiger Orientierungs- und Beratungsdienst würde für den Luftschiffer keinerlei Unbequemlichkeiten haben. Hat er kein Bedürfnis, etwas zu erfahren, so ist er durch nichts gezwungen, den Empfänger zu gebrauchen. Kommen ihm aber Zweifel über sein »Wo« oder die Wetterlage, so ist er je nachdem in längstens fünf Minuten oder einer Viertelstunde beraten. Mehrmalige Orientierungen geben ihm den ungefähren Kurs und können ihn vor einem Abtreiben auf See usw. rechtzeitig warnen.

Die Bedienung eines drahtlostelegraphischen Empfängers ist genau so einfach wie die eines gewöhnlichen Telephonapparates. Wenn nicht mehr als 30 Buchstaben pro Minute gegeben werden, kann auch ein relativ Ungeübter den Morsezeichen folgen.

Die Kosten auf der anderen Seite brauchen nicht allzu hoch zu sein, da eine möglichst geringe Zahl von Stationen lästige Zeichenüberlagerungen verhütet und somit vorteilhaft ist.

Beschreibung eines Orientierungsautomaten.

Während die vorerwähnten Vorschläge bisher ausschließlich theoretischer Natur geblieben sind, habe ich zunächst einen Orientierungsautomaten nach System C hergestellt und probeweise in Betrieb genommen. Es steht außer Zweifel, daß man es auf die verschiedensten Arten wird erreichen können, daß ein drahtlostelegraphischer Sender automatisch alle fünf Minuten eine Minute lang bestimmte Signale gibt. Es stellt also die vorliegende Konstruktion keineswegs die alleinige Lösung des rein synthetischen Problems vor¹⁾. Der in Gräffing aufgestellte Apparat arbeitet aber doch so zufriedenstellend, daß seine Anordnung hier kurz beschrieben werden kann.

Der ganze Orientierungsapparat besteht im wesentlichen aus drei getrennten Teilen:

1. Der drahtlostelegraphischen Sendeanordnung mit Antenne,
2. einer gutgehenden Kontaktuhr,
3. dem eigentlichen Automaten, der, von der Uhr gesteuert, die Sendeanordnung bedient.

1. Auf die Besprechung des Senders kann an dieser Stelle wohl verzichtet werden. Es handelt sich um eine einfache

¹⁾ Die Firma Dr. F. Huth, G. m. b. H., Berlin, hat die Herstellung entsprechender Anordnungen übernommen.

Station nach W. Wien mit kontinuierlicher Wellenskala, die maximal 7,0 KW Primärenergie umzusetzen gestattet und in Verbindung mit einer 42,3 m hohen, dreizehndrätigen Schirmantenne steht.

2. Als Kontaktuhr wird eine Wiechertsche astronomische Uhr mit Holzpendel und Minutenkontakt verwendet, die, bei äußerster Preiswürdigkeit, durch sehr präzisen Gang ausgezeichnet ist (Bezugsquelle: Spindler & Hoyer in Göttingen).

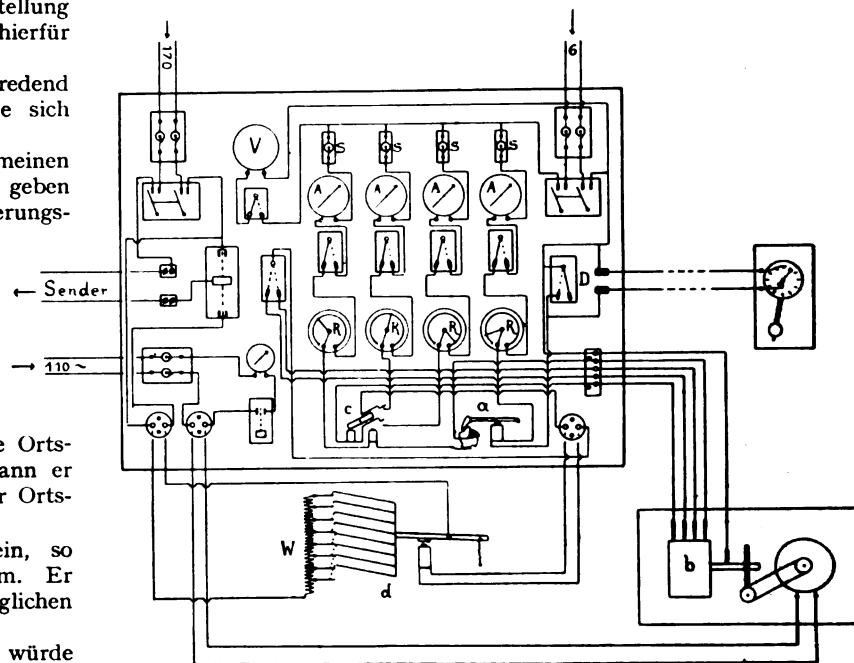


Fig. 4.

3. Das Prinzip des Automaten ist im wesentlichen folgendes: Ein kleiner Elektromotor hält eine Walze, auf deren Umfang die den Signalsymbolen entsprechenden Kontakte angebracht sind, in dauernd gleichförmiger Umdrehung. Die auf der Walze schleifenden Kontaktbürsten erhalten aber nur alle fünf Minuten eine Minute lang Strom, da in ihrem Stromkreis ein Rad-schalter eingebaut ist, der, von der Minutenuhr bedient, zwar jede Minute um einen Schritt vorrückt, aber nur bei jedem fünften Schritt Verbindung herstellt. Die durch die Signalwalze geschlossenen Schwachströme fließen durch ein Starkstromrelais, das nun, gerade wie sonst der Telegraphentaster den Primärkreis der Sendestation im Symbolrhythmus schließt und öffnet. Da für den Fall, daß Anfang und Schluß der Signalminute nicht genau auf das Anfangs- und Schlußzeichen einer Signalgruppe treffen, eine Signalverstümmelung eintreten müßte, so ist eine besondere Nebeneinrichtung angebracht, die dafür sorgt, daß der Signalstromkreis nicht unterbrochen wird, solange eine Signalgruppe nicht beendet ist, und nicht eher geschlossen wird, ehe auf der Signalwalze eine Zeichengruppe gerade beginnt.

Die Automatenanordnung umfaßt also nach dem vorstehenden:

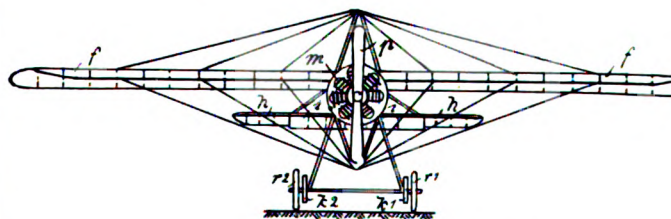
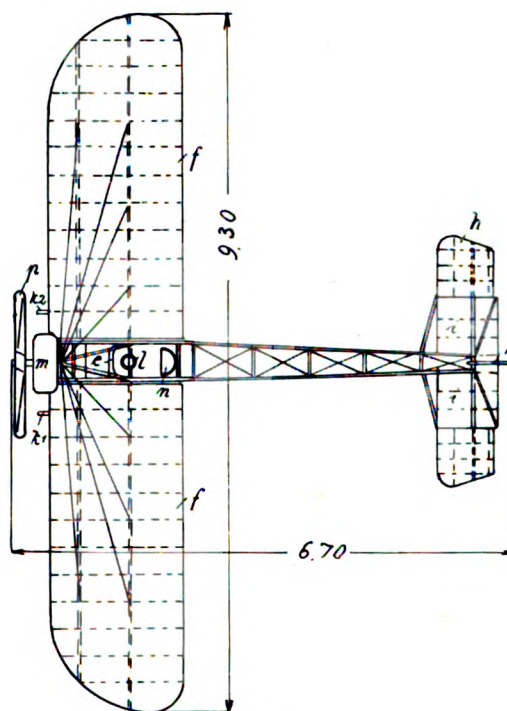
- a) ein Minutenkontaktwerk,
- b) eine durch Motor getriebene Signalwalze,
- c) einen Zeichengruppen-schalter,
- d) ein Starkstromrelais und endlich
- f) eine Schalttafel, auf der außer a) und c) die Hauptschalter, Sicherungen, Kontrollinstrumente der einzelnen Stromkreise untergebracht sind.

Zum Betrieb aller Schwachstromapparate dient ein 6 Volt-Akkumulator, die Signalwalze wird von einem 110 Volt-Wechselstrommotor getrieben. Im Starkstromrelais wird der Senderstromkreis mit seiner Betriebsspannung von ca. 190 Volt geschlossen.

Die gesamte Schaltanordnung dürfte unschwer aus Fig. 4 zu entnehmen sein. Zum besseren Verständnis des ganzen wird es aber dienen, wenn die Nebenapparate, die wenigstens bis zu einem gewissen Grade Neukonstruktionen vorstellen — es

[illegible]

A detailed line drawing of a ship's hull and mast structure. The hull is shown in profile, with a curved bottom and a flat deck. The mast is a tall, slender structure with a cross-braced section. Various parts are labeled with letters: 'p' for the mainmast, 'f' for the foremast, 'm' for the mainmast base, 'h' for the hull, 's' for the stern, 'g' for the gun, and 'k' for the keel. The drawing is a technical illustration of a ship's hull and mast structure.



f Flügel, *h* Höhensteuer, *s* Seitensteuer, *k*₁, *k*₂ Landungskufen, *r*₁, *r*₂ Anlaufräder, *q* Bremssporn, *m* Gnome-Motor, *p* Propeller.

Führer	18. Juni	21. Juni	22. Juni	24. Juni	26. Juni	29. Juni	3. Juli	4. Juli	5. Juli	7. Juli	Flugzeit	Preise
	1. Etappe Paris—Lüttich 320 km	2. Etappe Lüttich—Spa- Lüttich 60 km	3. Etappe Lüttich—Utrecht 215 km	4. Etappe Utrecht—Brüssel 145 km	5. Etappe Brüssel— Boubaix 85 km	6. Etappe Boubaix—Calais 90 km	7. Etappe Calais—London 212 km	8. Etappe London—Dover 172 km	9. Etappe Dover—Calais 40 km	10. Etappe Calais—Paris 250 km	Std. Min. Sek.	Std. Min. Sek.
Beaumont (Marineleutnant Conneau)	4 2 45	1 24 45	2 21 4	37 21 0	1 24 25	1 44 39	3 34 24	2 25	36 1	3 26 15	58 38 0	1.
Garros	5 3 1	2 11 37	2 10 21	38 33 57	1 15 56	2 36 2	3 48 12	2 27 56	36 13	3 13 49	62 17 7	2.
Vidart	3 9 54	47 6	2 17 29	54 36 22	1 58 16	1 32 8	3 26 42	2 19 32	37 23	2 33 6	73 32 57	3.
Védrines	3 39 15	42 21	22 45 52	38 0 57	58 46	1 16 21	2 56 47	1 56 54	30 14	13 44	86 34 32	4.
Gibert	25 8 4	1 51 2	2 4 25	38 56 51	2 3 19	1 45 41	12 17 46	2 18 10	33 28	2 36 40	89 42 34	5.
Kimmerling	22 44 35	10 4 33	2 35 38	37 34 38	1 11 40	1 56 57	3 31 8	8 17	34 23	4 21 24	93 10 24	6.
Renaux	13 10	4 4 14	11 23 57	39 49 39	1 54 27	5 58 19	12 24 38	13 25	47 56	4 13 9	110 44 5	7.
Barra	4 3 34	6 40 32	19 1 43	61 38 54	—	—	5 37 16	3 11	1 59 15	12 40 48	206 2 58	8.
Tabuteau	23 59 41	22 15 47	10 55 17	—	—	—	—	—	43 51	—	—	—
Train	36 30 53	9 54 18	3 29 48	64 8 53	4 9 59	41 52 17	—	—	—	—	—	—
Prévost	24 8 3	9 23 16	22 56 4	62 59 45	4 43 33	—	—	—	—	—	—	—
Duval	4 31 49	3 14 14	27 39 51	39 17 49	—	—	—	—	—	—	—	—
Wijnmalen	24 19 14	21 41 55	11 58 50	52 46 32	—	—	—	—	—	—	—	—
Weymann	3 55 16	3 51 47	2 21 12	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Amerigo	25 12 40	7 39 52	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Verrept	25 2 14	10 18 50	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Lasseur de Ranzy	26 23 34	12 3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Bathiat	25 50 54	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Flieger	Flugzeug	Eindecker Z = Zweidecker	Spannweite m	Länge m	Tragfläche qm	Motor				Luftschraube			Gew.i.kg (m. Führer)			
						Type	PS. Leistung	Zyl. Zahl	Hub mm	Kühlung	Fa- brikat	Durchm. m		Steigung m	Tourenzahl p. Min.	
Beaumont	Blériot	E	8,90	7,65	17,5	Gnome	50	7 110 120	120	Luft	Normale	2,60	variab.	1200	230 380	leer
Garros	Blériot	E	8,90	7,65	17,5	"	50	7 110 120	120	"	Intégrale	2,65	1,65	1100	230 380	
Vidart	Deperdussin	E	8,50	7,00	17	"	50	7 110 120	120	"	Rapid	2,50	1,60	1100	220 370	
Védrines	Morane	E	8,70	6,70	16,5	"	70	7 130 120	120	"	Intégrale	2,70	1,70	1200	235 440	
Gibert	REP	E	11,80	7,50	20	REP	60	5 110 160	160	"	Régi freres	2,45	2,00	1100	400 600	
Kimmerling	Sommer	E	11,50	9,00	19	Gnome	70	7 130 120	120	"	Rapid	2,60	1,70	1200	265 410	
Renaux	M. Farman	Z	20,00	12,75	70	Renault	70	8 90 110	110	"	Intégrale	3,00	1,70	800	590 800	
Barra	M. Farman	Z	15,50	12,75	50	Panhard	60	6 90 160	160	Wasser	"	2,80	1,70	1200	390 550	
Tabuteau	Bristol	Z	14,00	9,00	41	Gnome	70	7 130 120	120	Luft	"	2,70	1,70	1200	365 500	
Train	Train	E	8,00	8,00	16	"	70	7 130 120	120	"	"	2,70	1,80	1100	195 350	
Prévost	Deperdussin	E	8,50	7,00	17	"	50	7 110 120	120	"	Rapid	2,50	1,60	1100	220 370	
Duval	Caudron	Z	8,00	8,00	22	"	50	7 110 120	120	"	Normale	2,50	variab.	1100	250 400	
Wynjmalen	H. Farman	Z	16,00	13,00	70	"	100	14 110 120	120	"	Intégrale	2,70	1,65	1100	500 820	
Weymann	Nieuport	E	10,00	7,50	18,5	"	70	7 130 120	120	"	"	2,70	2,00	1200	340 550	
Amerigo	REP	E	11,80	7,50	20	REP	60	5 110 160	160	"	Régi freres	2,45	2,00	1100	400 600	
Verrept	Morane	E	9,30	6,70	17,5	Gnome	50	7 110 120	120	"	Intégrale	2,50	1,70	1100	225 430	
Lasseur de Ranzy	Blériot	E	8,90	7,65	17,5	"	70	7 130 120	120	"	Normale	2,80	variab.	1200	250 400	
Bathiat	Sommer	E	11,50	9,00	19	"	70	7 130 120	120	"	Rapid	2,60	1,70	1200	265 410	

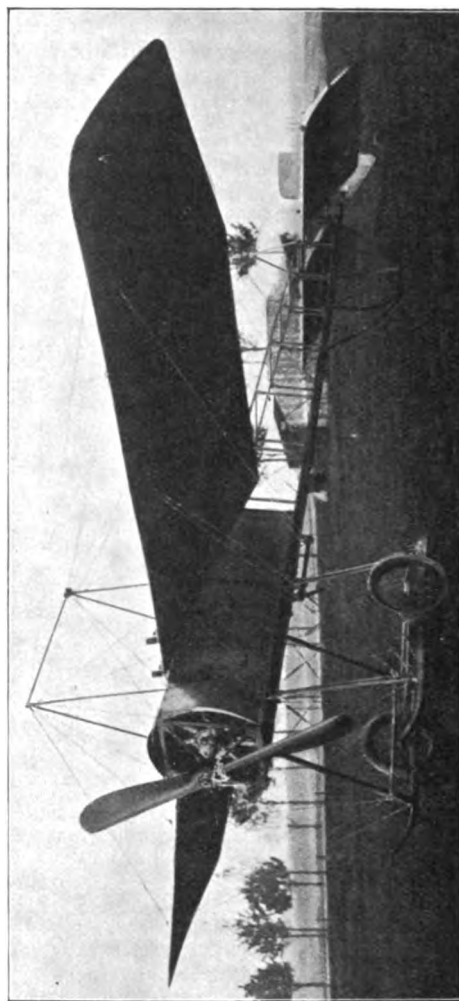


Fig. 5. Sommer-Eindecker von Bathiat.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
DR.-ING. F. BENDEMANN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.	PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR. R. EMDEN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER	DR. C. RUNGE
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN		PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. S. FINSTERWALDER	E. JOSSE	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG		PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

12. August 1911.

Heft 15.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Über Längsstabilität der Drachenflugzeuge. Von R. Knoller, Professor an der Technischen Hochschule Wien. (Fortsetzung.) S. 189.
Über die Längsschwingungen der Flugmaschinen. Von Dr. C. Runge, Professor an der Universität Göttingen. S. 193.

Drahtlos telegraphischer Orientierungs- und meteorologischer Beratungsdienst für die Luftschiffahrt. Von Dr. Max Dieckmann. (Schluß.) S. 196.
Neue Flugzeuge. Von Dr. Victor Quittner. S. 197.
Flugschau. S. 198. — Patentschau. S. 199. — Bücher-Besprechungen. S. 200.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Über Längsstabilität der Drachenflugzeuge.

Von R. Knoller, Professor an der Technischen Hochschule Wien.
(Fortsetzung.)

Grundlagen der dynamischen Stabilität.

Zur dynamischen Stabilitätsuntersuchung eines Flugkörpers seien gegeben: Die Widerstandskräfte, der Druckpunkt, der statische Stabilitätsarm r , Flugrichtung und Richtung der Zugkraft. Bei der üblichen Beschränkung auf kleine Schwingungen genügen die Angaben für die Gleichgewichtslage, mit Ausnahme der Widerstände, die auch für die Nachbarlage bekannt sein müssen. Diese seien daher, nach Fig. 7, durch ein Stück der A - W -Kurve bestimmt. Der zugehörige Abschnitt der N - T -Kurve wird am besten in der augenblicklichen, geneigten Lage verzeichnet. Die Zugrichtung falle mit der horizontalen Flugrichtung zusammen; dann stimmen die Tragkraft S und der Zugwiderstand U , worauf sich die Untersuchung zu erstrecken hat, mit A und W überein.

Die Bewegungen seien aufgefaßt als Verdrehungen um den Schwerpunkt und Verschiebungen desselben, bezogen auf ein mit der mittleren Fluggeschwindigkeit v geradlinig fortschreitendes Achsenkreuz. Der Schwerpunkt liegt natürlich im Druckpunkte und die weitere Massenverteilung sei durch den Trägheitsarm ρ gegeben. Die Übersichtlichkeit wird wesentlich verbessert, wenn man die Verdrehung nicht für sich behandelt, sondern vereinigt mit einem Teile der

Höhenverschiebung. Man erhält dann folgende drei Teilbewegungen:

1. Verdrehung mit gleichbleibendem Anstellwinkel. Ein Anstieg der Flugbahn um $\vartheta\epsilon$ wird von einer gleichgroßen Aufdrehung des Flugkörpers

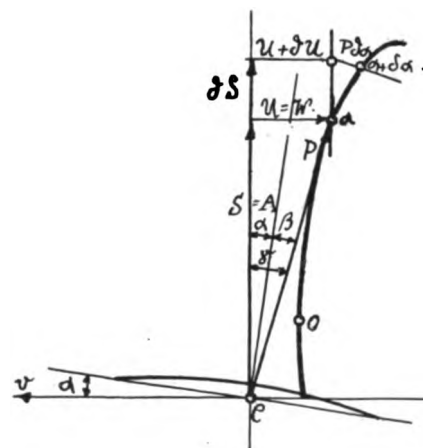


Fig. 7.

begleitet. Diese Bewegung umfaßt also eine Höhenschwingung, mit der Größtgeschwindigkeit $v\vartheta\epsilon$ und eine Dreh-schwingung mit dem Ausschlag $\vartheta\epsilon$.

2. Höhenschwingung ohne Verdrehung; ein Abfall der Flugbahn um $\vartheta\alpha$ ruft eine ebensogroße Zunahme des Anstellwinkels hervor. Die Größtgeschwindigkeit der Schwingung ist $v\vartheta\alpha$.

3. Längsschwingung ohne Verdrehung, mit der Höchstgeschwindigkeit \mathcal{V} .

Dabei erzeugen die Widerstandskräfte die folgenden Änderungen von Tragkraft und Zugwiderstand:

Bei Bewegung 1: Die Aufdrehung aller Kräfte bei unverändertem Anstellwinkel erzeugt einen zusätzlichen Zugwiderstand:

$$\mathcal{V}U = S \mathcal{V}\epsilon \dots (28)$$

Bei Bewegung 2: Die Zusatzkräfte werden durch den Übergang zum Nachbarpunkte der N - T -Kurve erhalten, oder jener der A - W -Kurve ist um $-\mathcal{V}\alpha$ zu verschwenken. Der Schnittwinkel beider Kurven ist $P\mathcal{V}\alpha$ durch $\mathcal{V}P$, also gleich dem wirksamen Anstellwinkel α_i , und die Neigung der N - T -Kurve und mit ihr der zusätzliche Zugwiderstand $\mathcal{V}W$, folgen dann unmittelbar aus der gegebenen Neigung der A - W -Kurve. Für Flügelflächen berechnet sich diese nach Gl. (1) der parabolischen Ersatzkurve mit $2\omega\alpha$, wird also bei kleinen und mittleren Wölbungen etwa $1,6\alpha$ bis $1,4\alpha$ betragen und sich daher bei mittleren Anstellwinkeln nur wenig von α_i unterscheiden. Die so bestimmte, meist geringfügige Neigung der N - T -Kurve soll hier vernachlässigt, also $\mathcal{V}U = 0$ gesetzt werden, was den Gang der Ableitung und ihr Ergebnis nicht merklich verändert, die Schreibweise hingegen wesentlich vereinfacht. Dasselbe gilt für die kleinen, ebenfalls leicht berechenbaren Verkürzungen, welche bei der Bestimmung der zusätzlichen Tragkraft und des Stabilitätsmomentes vorkommen. Man kann also setzen:

$$\mathcal{V}S = S \frac{\mathcal{V}\alpha}{\alpha_i} \quad \mathcal{V}M = -r \mathcal{V}S \dots (29)$$

Bei Bewegung 3: Die Widerstände sind proportional dem Quadrate der Geschwindigkeit und ihre verhältnismässigen Änderungen daher doppelt so groß wie jene der Geschwindigkeit. Die Zugkraft γS pflegt man als unveränderlich vorauszusetzen, was aber nur beim Gleitfluge zutrifft. Bei Schrauben- und anderen Propellern sinkt sie mit wachsender Fluggeschwindigkeit, in einem Ausmaße, welches auch vom Verhalten des Motors abhängig ist. Es kann am besten durch einen ideellen Slip s_i angegeben werden, bezogen auf jene Fluggeschwindigkeit, bei welcher, unter Annahme eines gleichmäßigen Verlaufes, die Zugkraft verschwindet. Die verhältnismäßige Abnahme wird dann $\frac{1-s_i}{s_i} \cdot \frac{\mathcal{V}v}{v}$ und kann der Zunahme des Zugwiderstandes zugezählt werden, die also auf $\frac{1+s_i}{s_i} \cdot \frac{\mathcal{V}v}{v}$ anwächst. Damit erhält man:

$$\mathcal{V}S = 2 \frac{\mathcal{V}v}{v}, \quad \mathcal{V}U = 2 \gamma_i \frac{\mathcal{V}v}{v}, \quad \gamma_i = \gamma \frac{1+s_i}{2s_i}. \quad (30)$$

Es ist also im allgemeinen mit einem größeren wirksamen Gleitwinkel γ_i zu rechnen. Mit $s_i = 1/3$, was eine mögliche Annahme sein dürfte, wird $\gamma_i = 2\gamma$, also doppelt so groß wie beim Gleitfluge.

Die Massenkräfte, welche durch diese Bewegungen geweckt werden, lassen sich in einfacher Weise angeben, wenn man bedenkt, daß infolge der angenommenen Kleinheit der Ausschläge die Widerstandskräfte zu diesen in linearer Beziehung stehen, so daß sie harmonische Schwingungen hervorrufen müssen. Eine harmonische Schwingung kann aber bekanntlich als Projektion einer gleichmäßig kreisenden Bewegung betrachtet werden. Der Größtwert der Massenkraft wird dann gleich der Fliehkraft; er soll auch von nun ab so genannt werden, so daß keine weitere Richtungsangabe nötig ist. Die Beziehungen zwischen Schwingungsdauer, Ausschlag, Höchstgeschwin-

digkeit und Fliehkraft der Masseneinheit lassen sich dann ohne weiteres anschreiben; in allgemeiner Form lauten sie:

$$v = \frac{2\pi}{t} s \quad p = \frac{2\pi}{t} v \dots (31)$$

Bei einer Drehschwingung, wenn s und v im Bogenmaße ausgedrückt werden, bedeutet p das Moment der Fliehkraft für die Einheit des Trägheitsmomentes.

Die weitere Untersuchung gewinnt an Übersichtlichkeit, wenn man, in Erweiterung der eben erwähnten Auffassung, alle harmonisch veränderlichen Größen durch gleichförmig umlaufende Strahlen oder Kurbelarme darstellt. In der Regel handelt es sich um Größen mit bestimmten Richtungen, welche durch die Bezeichnung der Strahlen zum Ausdruck gebracht werden müssen. Die Projektion des Strahles, welche die wechselnde Größe angibt, braucht nicht unmittelbar auf die Richtung derselben vorgenommen zu werden; wenn verschieden gerichtete Größen in Beziehung zu bringen sind, ist es vorteilhafter, eine gemeinsame Projektionsrichtung, die aber gar nicht angegeben werden muß, vorauszusetzen. Die Folge dieser Annahme ist, daß gleiche Strahlenstellungen stets dieselbe Schwingungsphase anzeigen. Gleichbezeichnete Strahlen lassen sich zu ebensolchen Resultierenden zusammensetzen. Hingegen stellen zwei gleichartige Schwingungen in verschiedenen Richtungen zusammen eine elliptische Umlaufbewegung vor.

Für Strahlen, die zur selben Schwingung gehören, gilt neben den Größenbeziehungen nach Gl. (31) noch die Phasenregel: Der Fliehkraftsstrahl fällt mit dem Wegstrahl zusammen, der Geschwindigkeitsstrahl eilt hierzu im rechten Winkel vor. (Fig. 8.)

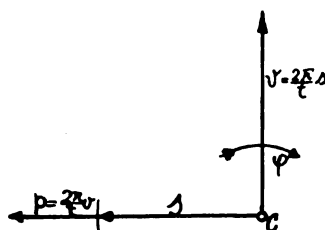


Fig. 8.

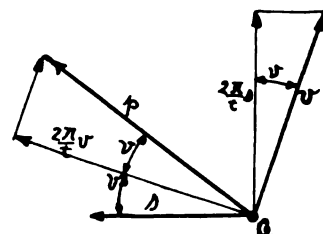


Fig. 9.

Diese Aufstellungen gelten für die stationäre Schwingung, mit gleichbleibendem Ausschlage. Durch Kräfte, die proportional der Geschwindigkeit verlaufen und Dämpfungskräfte heißen, wird sie in eine abnehmende Schwingung verwandelt. Die Verkleinerung des Ausschlages in dem durch den Phasenwinkel ν bestimmten Augenblicke wird durch $e^{-\nu t \tau}$ angegeben, wo τ eine Konstante ist, welche die Abnahme während der Dauer einer Schwingung, mit $e^{-2\pi t \tau}$, bestimmt. Die Höchstgeschwindigkeit und die Fliehkraft der Masseneinheit berechnen sich damit zu:

$$v = \frac{2\pi}{t \cos \nu} s \quad p = \frac{2\pi}{t \cos \nu} v \dots (32)$$

Es sind also v und p relativ zu s gewachsen. Ausserdem findet eine Phasenverschiebung um ν statt, bei p gegenüber v , bei v gegenüber s gemessen. Bezogen auf s beträgt die Voreilung von p dann 2ν , während die Vergrößerung $\frac{1}{\cos^2 \nu}$ wird. Es ist somit der Faktor $\frac{2\pi}{t}$ jedes-

mal von einer Vordrehung ν und einer Vergrößerung $\frac{1}{\cos \nu}$ begleitet, welche man zusammen auch als Hinzufügung einer rechtwinkeligen, nach vorwärts gerichteten Komponente von der verhältnismäßigen Größe $\tau \nu$ auffassen

kann. (Fig. 9.) Die Strahlen, welche nach dieser Regel aus jenen der stationären Schwingung abgeleitet wurden, stellen die abnehmende Schwingung dar; man hat sie sich jeweils mit $e^{-\varphi \tau} v$ multipliziert zu denken.

Bei der Stabilitätsuntersuchung ist es vorteilhaft, die Schwingungsgeschwindigkeiten ∂v durch die Fluggeschwindigkeit v zu messen, und die Schwingungsdauer bzw. die Schwingungszahl z zu beziehen auf eine Zeiteinheit:

$$t_1 = 2\pi \frac{v}{g} = 2\pi \sqrt{\frac{2h}{g}}, \quad \dots \quad (33)$$

wenn h die zu v gehörige Geschwindigkeit — oder Fallhöhe bedeutet. Wie man sieht, ist t_1 auch die volle Schwingungsdauer eines Pendels von der Länge $2h$ ¹⁾. Damit findet man an der Hand der Gl. (31), wenn man die Fliehkraft ∂f für die Gewichtseinheit angibt und mit l die Länge der Wellen bezeichnet, welche aus der Vereinigung von Schwingung und geradem Flug entstehen, die Beziehungen bei der stationären Schwingung:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial v}{v} &= z \frac{\partial s}{2h} \\ \partial f &= z \frac{\partial v}{v} = z^2 \frac{\partial s}{2h} \\ l &= \frac{4\pi}{z} h \end{aligned} \right\} \quad \dots \quad (34)$$

Nach diesen Regeln kann für die Widerstands- und Massenkraft jeder der drei Teilbewegungen leicht ein Kräfteplan in Gestalt eines Strahlenbündels oder Kurbelsystems aufgestellt werden. Die Längen und Richtungen sind dabei zum Teil noch unbestimmt, entsprechend den sechs Unbekannten, welche sind: Die Schwingungszahl, das Maß der Abnahme, zwei Phasenunterschiede und zwei Ausschlagsverhältnisse. Die absolute Größe der Schwingung bleibt natürlich willkürlich.

Die stationäre Schwingung.

Die Grenze der dynamischen Stabilität wird durch die stationäre Schwingung angezeigt. Für sie sind in Fig. 10 die drei Kurbelsysteme entworfen. Die beige-schriebenen Größenangaben gelten für eine Tragkraft bzw. ein Gewicht $S = 1$. Die Massenkraft ist nach Maßgabe ihrer Richtung wie die Widerstandskräfte mit ∂S und ∂U bezeichnet. Die Momente werden am besten durch Drehkräfte ∂D dargestellt, welche im Mittelpunkte S_i der Druckänderungen angreifen, sind also auf den Arm — r zu reduzieren. Die Ausschläge werden als Senkungen ∂h und als Vorsprung ∂l bezeichnet; ihre Fliehkkräfte sind, da sie wie die Widerstände im anderen Sinne gemessen werden, den Ausschlägen entgegengerichtet zu verzeichnen.

Im System 1 ist $\partial \varepsilon$ eine Aufdrehung, der eine Senkung $r \partial \varepsilon$ des Mittelpunktes S_i , also wieder eine verkehrte zentrifugale Drehkraft entspricht; unter Berücksichtigung des Trägheitsarmes wird diese: $\partial D_1 = \frac{\varrho^2}{2hr} z^2 \partial \varepsilon$. Ferner

ist $\partial \varepsilon$ eine verhältnismäßige Hubgeschwindigkeit mit einer um 90° zurückliegenden Hebung, bzw. einer um 90° vor-eilenden Senkung $\partial h_1 = \frac{2h}{z} \partial \varepsilon$, und einer derselben entgegengerichteten Fliehkraft $\partial S_1 = z \partial \varepsilon$.

Im System 2 ist $\partial \alpha$ eine verhältnismäßige Sinkgeschwindigkeit, mit einer um 90° zurückliegenden Senkung $\partial h_2 = \frac{2h}{z} \partial \alpha$ und einer entgegengerichteten Fliehkraft $\partial S = z \partial \alpha$.

Im System 3 sind die Beziehungen ganz gleicher Art. Außerdem sind in jedem System die Widerstandskräfte nach Gl. (28) bis (30) eingetragen. Im System 2 wird dabei die Tragkraft ∂S gleichzeitig zur Drehkraft ∂D_2 der Stabilität. Schließlich sind in den Systemen 2 und 3 die gleichgerichteten Kräfte zu den Resultierenden ∂S_2 und ∂U_3 vereinigt.

Soll Gleichgewicht bestehen, so müssen sich die Zugwiderstände, Tragkräfte und Drehkräfte nach Größe und Phase aufheben, was sechs Bedingungs-gleichungen bestimmt. Da die Zahl der Unbekannten bei der stationären Schwingung nur mehr fünf beträgt, so folgt daraus noch eine weitere Beziehung, beispielsweise zwischen ϱ und r , die durch die Größe der Drehkraft im System 1 angegeben wird.

Die Ableitung dieser sechs Größen aus dem Kräfteplane verursacht nur geringe Mühe, wenn man den eingeschlagenen Weg weiter verfolgt. Man erkennt leicht, daß sich die Zugwiderstände, die in System 1 und 3 vorkommen, wegschaffen lassen, indem man System 3 um $90^\circ + \varphi$ nach vorwärts verdreht und seine Größe wählt nach:

$$\frac{\partial v}{v} = \frac{1}{z} \cos \varphi \partial \varepsilon \quad \dots \quad (35)$$

wodurch $\partial U_3 = \partial \varepsilon = \partial U_1$ wird. Ebenso verschwinden die Drehkräfte, wenn man, ohne weitere Verdrehung, die Größe des Systems 2 wählt nach:

$$\frac{\partial \alpha}{\alpha_i} = \frac{\varrho^2}{2hr} \cdot z^2 \partial \varepsilon \quad \dots \quad (36)$$

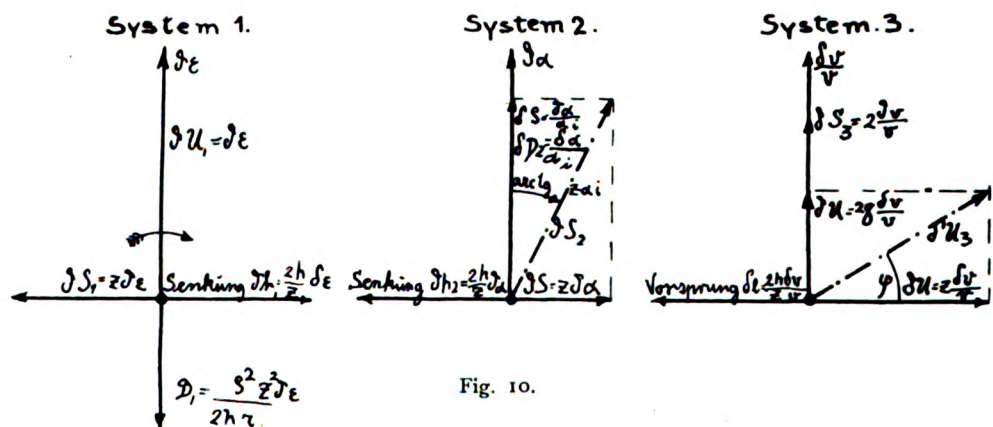


Fig. 10.

Es erübrigt also nur mehr der Ausgleich der Tragkräfte. Jene aus den Systemen 1 und 3 sind, wenn man für z eine vorläufige Annahme macht, nach Größe und Phase gegeben. Bezogen auf $\partial \varepsilon = 1$ wird nach dem Kräfteplan und Gl. (35):

$$S_1 = z \quad S_3 = \frac{2}{z} \cos \varphi \quad \tan \varphi = \frac{2\gamma_i}{z} \quad \dots \quad (37)$$

Wie in Fig. 11 gezeichnet, ist also S_3 eine Sehne im Halbkreise vom Halbmesser $\frac{1}{z}$, welche die im Anfange

¹⁾ Abgesehen von diesen, nur der Bequemlichkeit wegen gemachten besonderen Annahmen, läßt sich das hier entwickelte Verfahren mit gleichem Nutzen auf die Mehrzahl der verwickelteren Schwingungsprobleme anwenden.

von S_1 errichtete Normale im Abstände $z \gamma_i$ trifft. Durch Schließen des Kräftedreiecks erhält man S_2 , und da, wie früher bemerkt wurde, D_2 die Projektion von S_2 ist, muß diese verkehrt gleich D_1 sein. Wenn z richtig gewählt

heit von $\vartheta \alpha$ im Vergleiche mit der Bahnneigung $\vartheta \varepsilon$; der stationäre Wellenflug erfolgt also mit nahezu konstantem Anstellwinkel.

Einfluß der Dämpfung.

Die Aufstellung der Widerstandskräfte bei Bewegung ist unter der Voraussetzung erfolgt, daß bei gleichbleibendem Anstellwinkel keine Veränderungen relativ zum Flugkörper auftreten können, mit anderen Worten, daß bei einem solchen Wellenfluge Größe und Art der Kräfte durch den im Druckpunkte gemessenen Anstellwinkel eindeutig bestimmt seien, obwohl dabei die Flächenelemente verschiedene Bahnen durchlaufen. Die rechnermäßige Berücksichtigung dieses Umstandes ist bei einer einzelnen Flügelfläche derzeit nicht möglich, kann aber bei gekoppelten Flächen mit ziemlicher Zuverlässigkeit erfolgen.

Eine kleine Fläche im Abstände E_s hinter dem Schwerpunkte besitzt eine verhältnismäßige Sinkgeschwindigkeit $z \frac{E_s \vartheta \varepsilon}{2h}$, die gegen den Ausschlag

$\vartheta \varepsilon$ um 90° voreilt und eine gleichgroße Zunahme des Anstellwinkels hervorruft. Die dadurch erzeugten zusätzlichen Widerstandskräfte sind damit, so wie im System 2 gezeigt, bestimmbar und man sieht leicht ein, daß sie sich für die Gesamtheit aller Einzel-

flächen aufheben, während sich ihre Drehkräfte, die man durch Multiplikation mit $\frac{E_s}{r}$ erhält, summieren. Die dabei zu bildende Summe der Produkte aus E_s^2 und den Einzel-

flächen ist aber nichts anderes als das geometrische Trägheitsmoment der gekoppelten Flächen, welches auch durch den entsprechenden Trägheitsarm q_i ausgedrückt werden kann. Man kann annehmen, daß eine ähnliche Beziehung für jede Einzelfläche angenähert gelte, sie jedenfalls auf gekoppelte Flächen mit den üblichen Abständen ausdehnen, und für diese q_i definieren als den geometrischen Trägheitsarm der Gesamtfläche, bezogen auf den resultierenden Druckpunkt oder Massen schwerpunkt.

Da diese Drehkräfte sämtlich positiv sind, ist ihre Summenkraft gleichlaufend mit der Sinkgeschwindigkeit, also entgegen der Fliehkraft S_1 im System 1 zu verzeichnen.

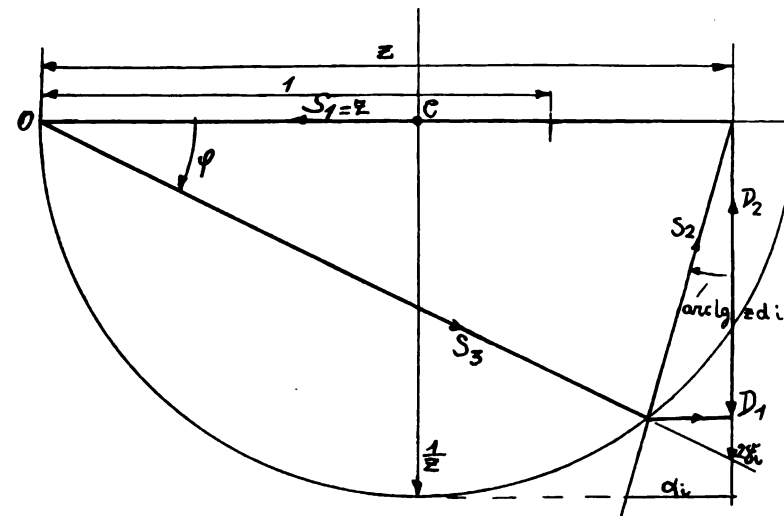


Fig. 11.

war, wird ferner die Neigung von S_2 die dafür im System 2 gegebene Größe $z \alpha_i$ haben. Diese beiden Bedingungen lauten aber:

$$D_1 = S_3 \sin \varphi = \frac{2}{z} \sin \varphi \cos \varphi = \frac{4 \gamma_i}{z^2 + 4 \gamma_i^2}$$

$$D_1 z \alpha_i = z - \frac{2}{z} \cos^2 \varphi = z \cdot \frac{z^2 + 4 \gamma_i^2 - 2}{z^2 + 4 \gamma_i^2}$$

woraus folgt:

$$\left. \begin{aligned} z^2 &= 2 + 4 \gamma_i (\alpha_i - \gamma_i) \cong 2 \\ \frac{2 h r}{q^2} &= z^2 \left(\alpha_i + \frac{1}{z} \cotg \gamma_i \right) \cong \cotg \gamma_i \\ \vartheta \alpha &\cong 2 \gamma_i \alpha_i \vartheta \varepsilon \\ l &\cong 8 \cdot 9 h \end{aligned} \right\} \quad (38)$$

Damit ist die Aufgabe gelöst, in Übereinstimmung mit dem von Bryan und Williams sowie auch von Ferber auf dem Wege der reinen Analysis gefundenen Ergebnisse. Da diese Forscher, ausgehend von der ebenen Platte, eine gegebene, unveränderliche metazentrische Höhe vorausgesetzt hatten, erschien ihnen die Überschreitung einer gewissen Fluggeschwindigkeit oder einer gewissen Flächenbelastung als einzige Stabilitätsbedingung.

Bezeichnet \mathcal{G} die Flächenbelastung in kg für den qm, so ist:

$$\mathcal{G} = 2 \mu h a \alpha_i \cong 2 \cdot 5 a h \alpha_i \quad (39)$$

womit sich, unter Beachtung von $r = d \alpha_i$, aus Gl. (38) die Mindestbelastung im Sinne Ferbers ergibt, oder umgekehrt, bei gegebener Belastung, die erforderliche metazentrische Höhe. Mit $a = 2$ und $\cotg \gamma_i = 6$ würde diese Bedingung der stationären Schwingung:

$$\frac{d}{q^2} \cong \frac{16}{\mathcal{G}} \quad (40)$$

Bei den üblichen Belastungen sind darnach verhältnismäßig große statische Stabilitäten, etwa $d > q^2$, erforderlich. Die Stabilisierung gewölbter Flügelflächen durch bloße Schwerpunktsenkung erscheint von diesem Gesichtspunkte aus wegen des gleichzeitigen Anwachsens von q noch aussichtsloser. Bemerkenswert ist die Klein-

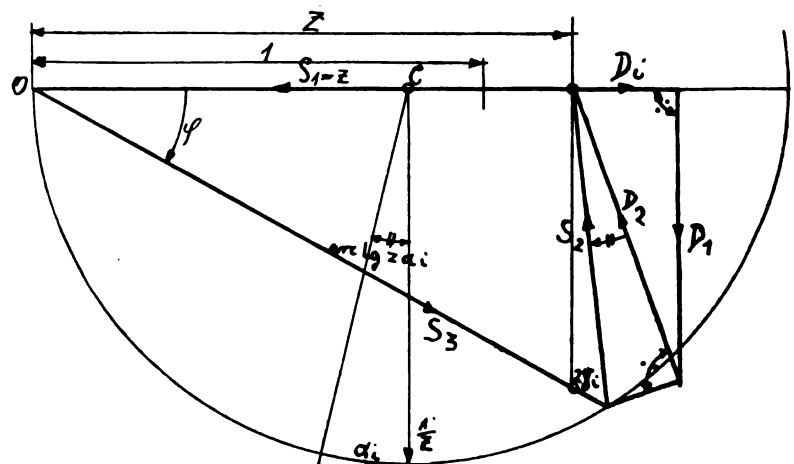


Fig. 12.

Ihre Größe wird, auf $\vartheta \varepsilon = 1$ bezogen:

$$D_i = \frac{q_i^2}{2 h r \alpha_i} \cdot z \quad (41)$$

Durch seine Phase ist D_i als eine Dämpfungskraft der Bewegung 1 gekennzeichnet, macht aber im

Zusammenhänge die Bewegung nicht notwendigerweise zu einer abnehmenden. Trotzdem sei kurzweg D_i als Dämpfungskraft und ρ_i als Dämpfungsarm bezeichnet.

Die Veränderung, welche durch das Hinzutreten von D_i an den Bedingungen der stationären Schwingung bewirkt wird, ist aus dem in Fig. 12 entworfenen Plane zu ersehen. Das System 2 erscheint darinnen rückwärts verdreht und D_2 bildet mit D_1 und D_i ein geschlossenes Dreieck. Daraus findet man unter Verwendung bereits bekannter Beziehungen und $\rho_i^2 = \alpha \rho^2$ setzend:

$$\begin{aligned} D_1 + D_i z \alpha_i &= \frac{4\gamma_i}{z^2 + 4\gamma_i^2} \\ D_i - D_1 z \alpha_i &= z \frac{2 - z^2 - 4\gamma_i^2}{z^2 + 4\gamma_i^2} \\ D_i z \alpha_i &= \alpha D_1 \end{aligned}$$

Dies führt zu einer quadratischen Gleichung für z^2 , und wenn man darin der Kürze halber kleine Größen vernachlässigt, zu:

$$\left. \begin{aligned} z^2 &\approx 1 \pm \sqrt{1 - \frac{4\gamma}{\alpha_i} - \frac{\alpha}{1 + \alpha}} \\ \frac{2hr}{\rho^2} &= z^2 \left(\gamma_i + \frac{z^2}{4\gamma_i} \right) (1 + \alpha) \end{aligned} \right\} \quad (42)$$

Für die Schwingungszahl erhält man also reelle Werte nur bis zu einem Grenzwerte der Dämpfung, für welchen gilt:

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \frac{\rho_i^2}{\rho^2} = \frac{\alpha_i}{4\gamma_i - \alpha_i} \\ z &= 1 \\ \frac{2hr}{\rho^2} &= \frac{1 + 4\gamma_i^2}{4\gamma_i - \alpha_i} \\ l &= 12 \cdot 6 h \end{aligned} \right\} \quad (43)$$

Mit $\gamma_i = 1/6$ wie früher und $\alpha_i = 0,16$, bei $\alpha \approx 60$, berechnet sich damit für diesen Grenzfalle der stationären Schwingung die notwendige statische Stabilität zu nur rd. $1/3$ des nach Gl. (40) bei der ungedämpften Schwingung erforderlichen Ausmaßes. Die Dämpfung muß hiezu der Bedingung $\rho_i^2 \approx 1/3 \rho^2$ entsprechen, bleibt also sehr mäßig. Denn bei Flügel- oder gekoppelten Flächen mit gleichmäßig über dieselben verteilter Belastung wird der Dämpfungsarm gleich dem Trägheitsarme. Bei Drachenflugzeugen ist nur ein Bruchteil des Gesamtgewichtes über die Flächen ausgebreitet, der Rest aber meist gedrängt angeordnet. Es wird also in der Regel $\rho_i > \rho$ sein, und damit die Möglichkeit einer stationären Bewegung gänzlich ausgeschlossen erscheinen.

(Fortsetzung folgt.)

Über die Längsschwingungen der Flugmaschinen.

Von Dr. C. Runge, Professor an der Universität Göttingen.

In seiner verdienstvollen Dissertation »Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger«, Göttingen 1910, hat Herr W. Deimler¹⁾ gezeigt, wie man die Schwingungen, die ein Gleitflieger bei einer kleinen Störung um seine gradlinige Bahn ausführt, untersuchen kann, für den Fall, daß sie klein genug sind, und hat die algebraische Bedingung der Stabilität aufgestellt. Die Schwingungen scheiden sich in zwei Gruppen, die nicht miteinander gekoppelt sind. Die eine Gruppe umfaßt die Bewegung des Schwerpunktes in einer vertikalen Ebene zusammen mit der Drehung um eine horizontale Querachse; man kann sie die Längsschwingungen nennen. Die andere Gruppe umfaßt die seitliche Bewegung

¹⁾ Siehe auch diese Zeitschrift Bd. I S. 49, 64, 91, 106.

des Schwerpunktes und Drehungen um die vertikale Achse und die horizontale Längsachse. Ich beabsichtige hier nur die erste Gruppe von Bewegungen zu betrachten, um für sie die Natur der Schwingungen genauer zu untersuchen und unter vereinfachenden Voraussetzungen die Stabilitätsbedingung dem Verständnis näher zu bringen. Dabei will ich die Wirkung des Motors mit in Betracht ziehen, die Herr Deimler ausgeschlossen hat.

Die Ableitung läßt sich ein wenig einfacher gestalten als bei Deimler. Bei der Bewegung der Flugmaschine durch die Luft greifen Kräfte an ihr an, die wir für die hier betrachtete Gruppe von Bewegungen zusammenfassen können in eine am Schwerpunkt angreifende Kraft, die in der vertikalen Symmetrieebene des Apparates liegt, und in ein Kräftepaar, das ihn um eine horizontale Querachse zu drehen strebt. Die Bewegungsgleichungen erhalten wir dann dadurch, daß wir die Beschleunigung des Schwerpunktes, mit der Masse multipliziert, nach Richtung und Größe gleich der Kraft und zugleich die Drehungsbeschleunigung, mit dem Trägheitsmoment multipliziert, gleich dem Drehungsmoment setzen. Die Kraft werden wir gut tun, in drei Teile zu zerlegen: 1. das Gewicht P des Apparates; 2. die Triebkraft des Motors, die im Schwerpunkt angreifen soll; 3. die Kraft, mit der die Luft im Schwerpunkt des Apparates angreift. Diese Kraft zerlegen wir in zwei Komponenten, die eine, »den Widerstand«, in einer Richtung, die der Bewegungsrichtung des Schwerpunktes gerade entgegengesetzt ist, die andere in einer Richtung senkrecht dazu nach oben. Das Drehungsmoment dagegen werden wir nicht zu zerlegen brauchen, da es allein von der Wirkung der Luft herrührt. Das Gewicht ist eine konstante Kraft und wirkt immer in derselben Richtung, nämlich vertikal nach unten. Die beiden Komponenten des Luftdruckes sind in erster Linie von dem absoluten Betrage der Geschwindigkeit des Schwerpunktes abhängig, die wir mit v bezeichnen wollen, und zwar können sie dem Quadrate der Geschwindigkeit proportional gesetzt werden. Wir schreiben daher für den Widerstand

$$v^2 W$$

und für die Komponente senkrecht zur Geschwindigkeit

$$v^2 A.$$

W und A bedeuten also die Werte der Komponenten für die Geschwindigkeit 1. W und A sind in erster Linie abhängig von der Richtung der Bewegung des Schwerpunktes relativ zu dem Apparat. In seiner vertikalen Symmetrieebene denken wir uns eine im Apparat feste Richtung, z. B. die Richtung der Triebkraft des Propellers und bezeichnen mit α den Winkel, den der Geschwindigkeitsvektor des Schwerpunktes mit dieser Richtung bildet, nach unten positiv genommen. Dann sind W und A in erster Linie Funktionen von α . So sind z. B. in der Göttinger Versuchsanstalt W und A für gewölbte Flächen als Funktion von α untersucht worden; wir denken uns dieselbe Untersuchung für die ganze Flugmaschine ausgeführt. Hiermit sind indessen die nötigen Daten noch nicht vollständig gegeben. W und A werden auch von der Drehungsgeschwindigkeit des Apparates um die horizontale Querachse abhängen. Es genügt nicht W und A als Funktion von α allein anzusetzen; es kommt auch noch die Drehungsgeschwindigkeit hinein. Denn durch die Geschwindigkeit, die ein Flächenteilchen durch die Drehung besitzt, ändert sich der relative Wind, den es erfährt. Denken wir uns nun die Drehungsgeschwindigkeit und die Geschwindigkeit v in demselben Verhältnis geändert, so bleibt die Richtung des relativen Windes ungeändert und nur seine Stärke ändert sich, und zwar auch proportional der Geschwindigkeit v . W und A bleiben mithin ungeändert, weil die Gesamtkraft unter diesen Umständen dem Quadrat der Geschwindigkeit proportional bleibt. Wir haben daher W und A anzusetzen als Funktionen des Winkels α und des Verhältnisses der Drehungsgeschwindigkeit zu v . Es möge der Winkel der in der Symmetrieebene des Apparates gewählten, relativ zum Apparat festen Richtung der Triebkraft des Propellers mit der horizontalen Richtung nach vorne mit δ bezeichnet werden (nach unten positiv gerechnet) und der Winkel, den die Geschwindigkeit des Schwerpunktes mit der Horizontalen bildet, mit ϑ (ebenso gerechnet), so daß also $\alpha = \vartheta - \delta$ ist; dann würde die am Schwerpunkt angreifende Kraft sich also aus den vier Teilen zusammensetzen:

P senkrecht nach unten wirkend,

K = Antrieb des Motors in der Richtung δ wirkend,

$v^2 W \left(\alpha, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right)$ in der Richtung $\vartheta + 180^\circ$ wirkend¹⁾,

$v^2 A \left(\alpha, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right)$ in der Richtung $\vartheta - 90^\circ$ wirkend,

Analog haben wir auch das Drehungsmoment, mit dem die Luftreaktion an der Flugmaschine angreift, in der Form zu schreiben

$$v^2 \mathfrak{M} \left(\alpha, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right)$$

Nunmehr können wir die Bewegungsgleichungen hinschreiben. Dabei soll die auf den Schwerpunkt wirkende Gesamtkraft und ebenso das ihr gleich zu setzende Produkt von Beschleunigung und Masse nach den beiden Richtungen ϑ und $\vartheta + 90^\circ$ zerlegt werden. In der Richtung ϑ wird die Komponente der Beschleunigung gleich \dot{v} (\dot{v} ist für den Differentialquotienten $\frac{dv}{dt}$ geschrieben), in der Richtung $\vartheta + 90^\circ$ wird die Komponente der Beschleunigung gleich $v \dot{\vartheta}$. Bezeichnet daher \mathfrak{S} das Trägheitsmoment um die horizontale Querachse durch den Schwerpunkt, so erhalten wir die Bewegungsgleichungen in der Form:

$$\frac{P}{g} \dot{v} = -v^2 W \left(\vartheta - \delta, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right) + P \sin \vartheta + K \cos (\vartheta - \delta)$$

$$\frac{P}{g} v \dot{\vartheta} = -v^2 A \left(\vartheta - \delta, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right) + P \cos \vartheta - K \sin (\vartheta - \delta)$$

$$\mathfrak{S} \ddot{\delta} = v^2 \mathfrak{M} \left(\vartheta - \delta, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right)^2.$$

Wenn die Konstanten P und \mathfrak{S} gegeben und W , A , \mathfrak{M} , K als Funktionen ihrer Argumente bekannt sind, und wenn in irgendeinem Augenblicke die Lage des Schwerpunkts, seine Geschwindigkeit der Größe und Richtung nach sowohl im Raume als relativ zum Apparat und die Drehungsgeschwindigkeit des Apparates gegeben wäre, so ist durch diese Gleichungen die Bewegung bestimmt und läßt sich nach bekannten Methoden ermitteln.

Nun sind uns aber die Größen W , A , \mathfrak{M} , K als Funktionen ihrer Argumente im allgemeinen nicht bekannt und lassen sich in einigem Umfange schwerlich anders als auf experimentellen Wege ermitteln. Nur für den Fall, daß die Veränderlichen v , ϑ , δ sehr wenig von konstanten Werten abweichen und $\dot{\delta}$ hinreichend klein ist, lassen sich die unbekannten Funktionen W , A , \mathfrak{M} , K durch Ausdrücke approximieren, die in den Änderungen der Veränderlichen linear sind. Dann haben wir es nicht mehr mit unbekannten Funktionen zu tun, sondern mit den unbekannten Koeffizienten der linearen Ausdrücke und können aus den Bewegungsgleichungen weitere Aufschlüsse gewinnen.

Ehe ich indessen weiter darauf eingehe, möchte ich einen Weg erwähnen, den Lanchester³⁾ eingeschlagen hat, um an das Problem näher heranzukommen, und der in unsern Zeichnungen so zu beschreiben wäre. Er denkt sich das Trägheitsmoment so klein, daß der Apparat sich augenblicklich so einstellt, daß \mathfrak{M} verschwindet. Die Abhängigkeit von $\dot{\delta}$ wird vernachlässigt, so daß aus der Gleichung $\mathfrak{M} = 0$ sich ein fester Wert von $\vartheta - \delta = \alpha$ ergibt. Dadurch wird also die Flugmaschine in einem festen Winkel zu der Bewegungs-

¹⁾ $\dot{\delta}$ bedeutet dabei die Drehungsgeschwindigkeit $\frac{d\delta}{dt}$. Der konstante Faktor l , der irgendeine Entfernung zweier gegebener Punkte des Apparates bedeutet, z. B. die Länge der in die Symmetrieebene fallenden Sehne einer der tragenden Flächen, ist hinzugefügt, damit $\frac{l \dot{\delta}}{v}$ eine dimensionslose Größe sei.

²⁾ $\ddot{\delta}$ steht für $\frac{d^2 \delta}{dt^2}$.

³⁾ F. W. Lanchester, Aerodynamik Bd. II, Kap. II.

richtung ihres Schwerpunkts gehalten. Wir können uns den Motor so eingebaut denken, daß $\alpha = 0$ ist. Nun wird die Annahme gemacht, daß der Motor der Flugmaschine ihr in jedem Augenblicke einen Antrieb in der Richtung $\delta = \vartheta$ liefert, der den Widerstand $v^2 W$ gerade aufhebt. Die Bewegungsgleichungen ändern sich damit derartig ab, daß aus der ersten das Glied $v^2 W$ herausfällt, das sich gegen die Triebkraft des Motors weghebt, und daß die dritte Gleichung auf beiden Seiten Null wird. Damit erhalten wir

$$\frac{P}{g} \dot{v} = P \sin \vartheta$$

$$\frac{P}{g} v \dot{\vartheta} = -v^2 A + P \cos \vartheta,$$

wobei A nunmehr eine Konstante ist. Bezeichnen wir den senkrechten Abstand des Schwerpunktes unter einer festen Horizontalebene mit h und mit s die Bogenlänge der vom Schwerpunkt beschriebenen Kurve, in der Flugrichtung positiv gerechnet, so ist:

$$\frac{dh}{ds} = \sin \vartheta \quad \text{und} \quad \frac{ds}{dt} = v,$$

also

$$\frac{dh}{dt} = \sin \vartheta v.$$

Durch Multiplikation der ersten Bewegungsgleichung mit v und Division durch $\frac{P}{g}$ erhalten wir demnach

$$v \dot{v} = g \frac{dh}{dt}$$

und durch Integration

$$v^2 = 2 g h + \text{konst.}$$

Bei geeigneter Annahme der Horizontalebene, von wo der Abstand h gerechnet wird, können wir die Integrationskonstante gleich Null setzen, d. h. die erste Bewegungsgleichung liefert:

$$v^2 = 2 g h.$$

Mit anderen Worten, die Geschwindigkeit des Apparates ist in jedem Augenblick gleich der Fallgeschwindigkeit, die der Fallhöhe h entspricht.

Setzen wir dies in die zweite Bewegungsgleichung ein, nachdem wir durch $\frac{P}{g} v^2$ dividiert und berücksichtigt haben, daß

$$\frac{\dot{\vartheta}}{v} = \frac{d\vartheta}{ds} = - \frac{d \cos \vartheta}{dh}$$

ist, so erhalten wir:

$$- \frac{d \cos \vartheta}{dh} = - \frac{Ag}{P} + \frac{\cos \vartheta}{2h}.$$

Dies ist die von Lanchester aufgestellte Differentialgleichung, deren erstes Integral er in der Form gefunden hat:

$$\cos \vartheta = \frac{2}{3} \frac{Ag}{P} \cdot h + \frac{C}{\sqrt{h}}.$$

Die Kurven, die der Differentialgleichung genügen, nennt er Phygoiden und er hat sie ausführlich gezeichnet und studiert. In zweiter Annäherung untersucht Lanchester dann, wie sich die Resultate modifizieren, wenn das Trägheitsmoment nicht vernachlässigt wird, und wenn der Antrieb des Motors konstant ist, anstatt in jedem Augenblick den Widerstand $v^2 W$ aufzuheben.

Wir wollen indessen den zuerst angedeuteten Weg verfolgen, bei dem wir den Motorantrieb konstant voraussetzen wollen.

Der gradlinige Flug entspreche den Werten

$$v = v_0, \quad \vartheta = \vartheta_0, \quad \delta = \delta_0.$$

Diese Werte sollen also die Bewegungsgleichungen befriedigen, wenn die Drehungsgeschwindigkeit $\dot{\delta}$, die Beschleunigungskomponenten des Schwerpunkts \dot{v} und $v \dot{\vartheta}$ und

die Drehungsbeschleunigung $\ddot{\delta}$ gleich Null gesetzt werden; d. h. es ist

$$\begin{aligned} 0 &= -v_0^2 W (\vartheta_0 - \delta_0, 0) + P \sin \vartheta_0 + K \cos (\vartheta_0 - \delta_0) \\ 0 &= -v_0^2 A (\vartheta_0 - \delta_0, 0) + P \cos \vartheta_0 - K \sin (\vartheta_0 - \delta_0) \\ 0 &= v_0^2 \mathfrak{M} (\vartheta_0 - \delta_0, 0). \end{aligned}$$

Die dritte dieser Gleichungen bestimmt den Wert von $\vartheta_0 - \delta_0$. Dann stellen die ersten beiden Gleichungen Beziehungen zwischen v_0 , ϑ_0 und K dar. D. h., man kann bei passender Triebkraft K der gradlinigen Bahn des Schwerpunkts eine beliebige Neigung geben. Zu jeder Neigung gehört eine gewisse Triebkraft K und eine gewisse Geschwindigkeit v_0 . Die Stellung der Steuerflächen haben wir uns dabei unverändert zu denken. Eine Änderung des Höhensteuers würde die Größen W , A und \mathfrak{M} ändern und damit die Werte von W und A , für die $\mathfrak{M} = 0$ und $\dot{\delta} = 0$ ist.

Nun betrachten wir die Abweichungen der Größen v , ϑ , δ von diesen Konstanten v_0 , ϑ_0 , δ_0 und stellen für diese Abweichungen die Bewegungsgleichungen auf, indem wir dabei Größen vernachlässigen, die relativ zu den schon als klein betrachteten Abweichungen und zu $\dot{\delta}$ klein sind. Zu dem Ende setzen wir

$$v = v_0 + \mathfrak{v}, \quad \vartheta = \vartheta_0 + \xi, \quad \delta = \delta_0 + \eta$$

und behalten nur die Glieder bei, die in \mathfrak{v} , ξ , η linear sind.

So erhalten wir:

$$\begin{aligned} v^2 W \left(\vartheta - \delta, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right) &= v_0^2 W (\vartheta_0 - \delta_0, 0) + 2 v_0 W (\vartheta_0 - \delta_0, 0) \mathfrak{v} \\ &+ v_0^2 W_1 (\vartheta_0 - \delta_0, 0) (\xi - \eta) + v_0^2 W_2 (\vartheta_0 - \delta_0) \frac{l \dot{\eta}}{v_0}, \end{aligned}$$

wo W_1 und W_2 die partiellen Ableitungen von W nach den Argumenten $\vartheta - \delta$ und $\frac{l \dot{\delta}}{v}$ bedeuten und analog

$$\begin{aligned} v^2 A \left(\vartheta - \delta, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right) &= v_0^2 A (\vartheta_0 - \delta_0, 0) + 2 v_0 A (\vartheta_0 - \delta_0, 0) \mathfrak{v} \\ &+ v_0^2 A_1 (\vartheta_0 - \delta_0, 0) (\xi - \eta) + v_0^2 A_2 (\vartheta_0 - \delta_0, 0) \frac{l \dot{\eta}}{v_0} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} v^2 \mathfrak{M} \left(\vartheta - \delta, \frac{l \dot{\delta}}{v} \right) &= v_0^2 \mathfrak{M}_1 (\vartheta_0 - \delta_0, 0) (\xi - \eta) \\ &+ v_0^2 \mathfrak{M}_2 (\vartheta_0 - \delta_0, 0) \frac{l \dot{\eta}}{v_0}. \end{aligned}$$

Führen wir diese Ausdrücke in die Bewegungsgleichungen ein, so heben sich die von \mathfrak{v} , ξ , η unabhängigen Glieder weg, und die Gleichungen nehmen die Form an:

$$\begin{aligned} \frac{P}{g} \dot{\mathfrak{v}} &= -2 v_0^2 W \frac{\mathfrak{v}}{v_0} - (v_0^2 W_1 + K \sin (\vartheta_0 - \delta_0)) (\xi - \eta) \\ &- v_0^2 W_2 \frac{l \dot{\eta}}{v_0} + P \cos \vartheta_0 \xi \\ \frac{P}{g} v_0 \dot{\xi} &= -2 v_0^2 A \frac{\mathfrak{v}}{v_0} - (v_0^2 A_1 + K \cos (\vartheta_0 - \delta_0)) (\xi - \eta) \\ &- v_0^2 A_2 \frac{l \dot{\eta}}{v_0} - P \sin \vartheta_0 \xi \\ \mathfrak{J} \ddot{\eta} &= v_0^2 \mathfrak{M}_1 (\xi - \eta) + v_0^2 \mathfrak{M}_2 \frac{l \dot{\eta}}{v_0}. \end{aligned}$$

Eine weitere Vereinfachung wollen wir dadurch einführen, daß wir die Zeit durch die Variable τ messen, wo

$$\tau = \frac{g}{v_0} t.$$

Die neue Zeiteinheit $\tau = 1$ ist also in Sekunden gemessen gleich $\frac{v_0}{g}$ Sekunden, d. h. gleich der Zeit, die ein frei fallender Körper braucht, um aus der Ruhelage die Geschwindigkeit v_0 anzunehmen.

Dann ist

$$\dot{\mathfrak{v}} = \frac{g}{v_0} \frac{d \mathfrak{v}}{d \tau}, \quad \dot{\xi} = \frac{g}{v_0} \frac{d \xi}{d \tau}, \quad \dot{\eta} = \frac{g}{v_0} \frac{d \eta}{d \tau}, \quad \ddot{\eta} = \frac{g^2}{v_0^2} \frac{d^2 \eta}{d \tau^2}$$

und mithin:

$$\begin{aligned} \frac{\tau}{v_0} \frac{d \mathfrak{v}}{d \tau} &= - \frac{2 v_0^2 W}{P} \frac{\mathfrak{v}}{v_0} - \frac{v_0^2 W_1 + K \sin (\vartheta_0 - \delta_0)}{P} (\xi - \eta) \\ &- \frac{W_2 l g}{P} \frac{d \eta}{d \tau} + \cos \vartheta_0 \xi \\ \frac{d \xi}{d \tau} &= - \frac{2 v_0^2 A}{P} \frac{\mathfrak{v}}{v_0} - \frac{v_0^2 A_1 + K \cos (\vartheta_0 - \delta_0)}{P} (\xi - \eta) \\ &- \frac{A_2 l g}{P} \frac{d \eta}{d \tau} - \sin \vartheta_0 \xi \\ \frac{d^2 \eta}{d \tau^2} &= \frac{v_0^4 \mathfrak{M}_1}{g^2 \mathfrak{J}} (\xi - \eta) + \frac{v_0^2 \mathfrak{M}_2 l}{g \mathfrak{J}} \frac{d \eta}{d \tau}. \end{aligned}$$

Hiermit haben wir die endgültige Form erreicht und wollen deshalb für die hier vorkommenden konstanten Ausdrücke einfache Buchstaben einführen und schreiben:

$$\begin{aligned} \frac{v_0^2 W_1 + K \sin (\vartheta_0 - \delta_0)}{P} &= w_1 & \frac{W_2 l g}{P} &= w_2 \\ \frac{v_0^2 A_1 + K \cos (\vartheta_0 - \delta_0)}{P} &= a_1 & \frac{A_2 l g}{P} &= a_2 \\ \frac{v_0^4 \mathfrak{M}_1}{g^2 \mathfrak{J}} &= m_1 & \frac{v_0^2 \mathfrak{M}_2 l}{g \mathfrak{J}} &= m_2 \\ \frac{2 v_0^2 W}{P} &= c_1 & \frac{2 v_0^2 A}{P} &= c_2. \end{aligned}$$

Diese Größen sind sämtlich dimensionslos und haben übersichtliche mechanische Bedeutungen. Denn w_1 ist die Änderung des Widerstandes und der betreffenden Triebkraftkomponente im Verhältnis zum Gewicht pro Einheit der Änderung von u , w_2 ist die Änderung des Widerstandes im Verhältnis zum Gewicht pro Einheit der Änderung von $\frac{d \delta}{d \tau}$. Analog verhält es sich mit a_1 und a_2 . Die Größen m_1 und m_2 sind die Änderungen des Moments $v^2 \mathfrak{M}$ relativ zu dem Moment $\frac{\mathfrak{J} g^2}{v_0^2}$

pro Einheit der Änderung von u und von $\frac{d \delta}{d \tau}$.

Daß $\frac{\mathfrak{J} g^2}{v_0^2}$ ein Drehungsmoment ist, erkennt man am besten, wenn man den Trägheitsradius ϱ und die Fallhöhe $h_0 = \frac{v_0^2}{2 g}$ einführt. Dann ist

$$\frac{\mathfrak{J} g^2}{v_0^2} = \frac{P}{g} \varrho^2 \cdot \frac{g}{2 h_0} = P \varrho \cdot \frac{\varrho}{2 h_0}.$$

Es ist das durch die Kraft P am Hebelarm ϱ dargestellte Moment, wenn wir es noch im Verhältnis $\varrho/2 h_0$ vermindern.

Somit schreiben sich also die Bewegungsgleichungen in ihrer endgültigen Form:

$$\begin{aligned} \frac{\tau}{v_0} \frac{d \mathfrak{v}}{d \tau} &= - c_1 \frac{\mathfrak{v}}{v_0} - w_1 (\xi - \eta) - w_2 \frac{d \eta}{d \tau} + \cos \vartheta_0 \xi \\ \frac{d \xi}{d \tau} &= - c_2 \frac{\mathfrak{v}}{v_0} - a_1 (\xi - \eta) - a_2 \frac{d \eta}{d \tau} - \sin \vartheta_0 \xi \\ \frac{d^2 \eta}{d \tau^2} &= m_1 (\xi - \eta) + m_2 \frac{d \eta}{d \tau}. \end{aligned}$$

Die Lösungen finden wir, indem wir ansetzen

$$\mathfrak{v} = \bar{v} e^{\nu \tau}, \quad \xi = \bar{\xi} e^{\nu \tau}, \quad \eta = \bar{\eta} e^{\nu \tau 1})$$

und die Konstanten \bar{v} , $\bar{\xi}$, $\bar{\eta}$, ν passend bestimmen. Es ergeben sich zwischen diesen vier Größen die Gleichungen

¹⁾ \bar{v} , $\bar{\xi}$, $\bar{\eta}$, ν sind dabei komplexe Größen. Es hat wohl kein Bedenken, sich solcher zu bedienen, da sie z. B. in der Elektrotechnik schon durchaus gebräuchlich sind und ohne sie die Entwicklungen zu weitläufig werden würden.

$$(I) \begin{cases} (\nu + c_1) \frac{\bar{v}}{v_0} + (w_1 - \cos \vartheta_0) (\bar{\xi} - \bar{\eta}) + (w_2 \nu - \cos \vartheta_0) \bar{\eta} = 0 \\ c_2 \frac{\bar{v}}{v_0} + (\nu + a_1 + \sin \vartheta_0) (\bar{\xi} - \bar{\eta}) + ((1 + a_2) \nu + \sin \vartheta_0) \bar{\eta} = 0 \\ -m_1 (\bar{\xi} - \bar{\eta}) + (\nu^2 - m_2 \nu) \bar{\eta} = 0 \end{cases}$$

und demnach für ν die Gleichung 4. Grades:

$$(\nu^2 - m_2 \nu) (\nu^2 + (\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1) \nu + r_1 + r_3) = -m_1 ((1 + a_2) \nu^2 + (\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2) \nu + r_3)$$

wo zur Abkürzung $a_1 c_1 - w_1 c_2 = r_1$, $a_2 c_1 - w_2 c_2 = r_2$, $c_1 \sin \vartheta_0 + c_2 \cos \vartheta_0 = r_3$ gesetzt ist.

(Fortsetzung folgt.)

Drahtlos telegraphischer Orientierungs- und meteorologischer Beratungsdienst für die Luftschiffahrt.

Von Dr. Max Dieckmann. (Schluß)

c) Durch den Vorholer und Nachholer wird der Signalgruppenschalter, dessen Äußeres in Fig. 6 skizziert ist, bedient. Der eigentliche Schaltvorgang ist so gedacht.

Falls der Minutenschalter gerade Gebeminute hat, empfängt der Vorholer einen Stromstoß. Dieser Stromstoß erst schaltet, wie hier erweiternd ausgeführt werden muß, den Stromkreis für das Ortssignal ein. Wenn die Signalgruppe (— · · · —) vorüber ist, schaltet der Nachholer das Ortssignal wieder aus. Für den Fall der Vorholer darauf seinen Kontakt noch unter Strom trifft, wird wieder der Ortsstrom geschlossen und die nächste Signalgruppe wird gegeben usw. Damit keine Signalverstümmelungen eintreten, betätigt also, genauer gesagt, der Minutenkontakt nur den Signalgruppenschalter, erst dieser schließt dann den Stromkreis für die Impulse des Ortssignals.

Entsprechend dieser Aufgabe hat der Signalgruppenschalter zwei Elektromagnetenpaare E_1 und E_2 , über denen wie ein Wagebalken der Schalthebel H mit zwei Eisenankern und einem isolierenden Querbalken Q angeordnet ist. Damit der Hebel entweder nach rechts oder nach links gekippt stabil bleibt, ist unten eine Kantenfeder F angebracht, die ihn durch

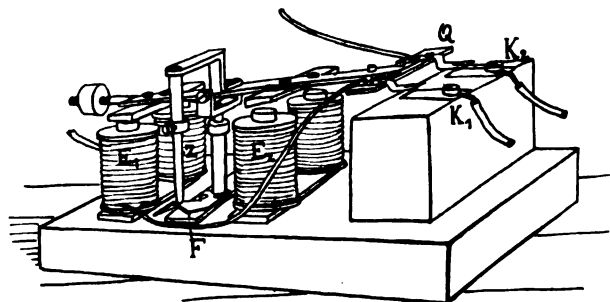


Fig. 6.

eine Zunge Z in der Horizontalen indifferent resp. labil macht. Bei einem Stromstoß durch den Vorholer wirkt Magnet E_1 und schließt bei K_1 den Kontakt für das Ortssignal. Gleichzeitig wird Kontakt K_2 , der im Nachholerstromkreis liegt, geschlossen. Trifft jetzt der Nachholer Strom, so wird Magnet E_2 betätigt und der Gruppenschalter wieder in die gezeichnete Bereitschaftslage zurückgestellt. Für den Fall die Gebeminute vorüber war, bleiben jetzt die Magneten des Gruppenschalters vier volle Minuten stromlos; solange bis der Vorholer zum ersten Male bei der neuen Gebeminute wieder einen Stromimpuls nach E_1 schickt.

d) Während der Signalgruppenschalter, nachdem er einmal hergestellt war, keinerlei Schwierigkeiten bei der Inbetriebsetzung des Ganzen machte, mußte an dem an sich prinzipiell einfacheren Starkstromrelais mehrfach verbessert werden, ehe es zur Zufriedenheit arbeitete.

In dem Starkstromrelais, das Fig. 7 wiedergibt, sollen die Schwachstromimpulse des Ortssignals dazu benutzt werden, den Sendestarkstromkreis in entsprechendem Rhythmus zu

schließen. Da es sich hier um Stromstärken von ca. 30 bis 40 Amp. bei Spannungen von ca. 170 Volt handelt, herrscht an den Starkstromkontakten Neigung zu Flammenbogenbildung und es tritt neben übermäßiger Erwärmung eine Zerstörung und Verschweißung der Oberflächen auf. Diese Erscheinung hat auch schon anderwärts Schwierigkeiten gemacht und ist auf verschiedene Arten umgangen worden. Unsere jetzige Konstruktion arbeitet gleichfalls recht zufriedenstellend, sie läßt sich mit wenigen Worten erklären.

Vorangeschickt sei, daß der Schwachstrom mit den Signalimpulsen durch den Magneten E fließt. Der durch eine Feder F links nach unten gezogene Rahmen R wird bei Stromschluß

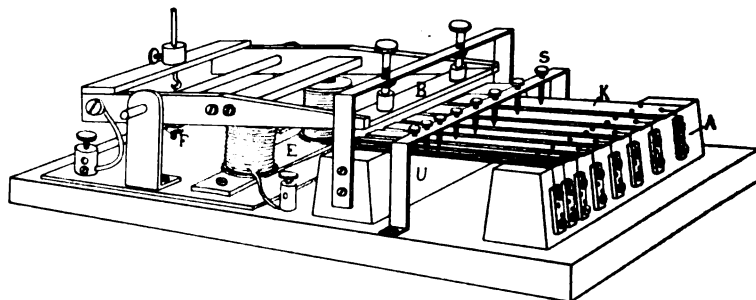


Fig. 7.

rechts nach unten gedrückt. Diese Bewegung dient dazu, den Starkstromkreis zu schließen. Ähnlich wie bei einem Motoranlasser wird aber nicht momentan der gesamte Strom geschlossen, sondern es werden in kurzer Zeitfolge nacheinander acht Kontaktfedern niedergedrückt, derart, daß beim Niederdrücken jeder weiteren Feder so viel Widerstand ausgeschaltet wird, daß die Stromstärke des Starkstromes in Stufen von 5 zu 5 Amp. steigt.

Beim Aufheben des Druckes wird rückwärts der Strom in Stufen von 5 zu 5 Amp. geschwächt, so daß an der letzten Feder nur mehr 5 Amp. unterbrochen werden müssen. Es sind acht an Breite entsprechend zunehmende Federn vorgesehen. Der Schalter reicht also aus für Stromstärken über 40 Amp.

Mit den Stellschrauben S , die unten isolierte Spitzchen tragen, können die Kontaktfedern K entsprechend einjustiert werden. Der breite Messingbalken B schlägt dann rasch, aber der Reihe nach, alle Federn an und drückt sie gegen die Unterlage U . An den Apparatklemmen A liegen die Widerstände.

Das Relais erwärmt sich auch bei vielstündigem Betrieb nicht nennenswert. Die drahtlosen Signale gehen sehr präzise und klar aus.

e) Das Zusammenarbeiten des Ganzen wird sich jetzt aus Fig. 4 leicht verfolgen lassen.

Oben rechts an der Schalttafel liegt die Schwachstromspannung an. Von den zwei links, neben der Einführungssicherung gelegenen horizontalen Schienen gehen dann über Sicherungen S , Ampèremeter A , Hebelschalter und Rheostaten R vier Zweigstromkreise aus. Der äußerste Zweig rechts bedient das Minutenschaltwerk a . Über der Uhrleitung dient ein Druckkontakt D zur willkürlichen Betätigung des Uhrkreises. Der nächste Kreis bedient den Vorholer, dann kommt Orts- oder Gefahrensignal, endlich der Nachholerstrom. Die Signalwalze ist mit b , der Zeichengruppenschalter mit c bezeichnet.

Oben links sind die Schalter für den Sendestrom angebracht, der im Starkstromrelais d von der Schwachstromseite her bedient wird. Die Schaltung der Widerstände W an den Relaiskontakten läßt sich erkennen.

Unten links wird der Strom für den Motor der Kontaktwalze zugeführt.

Fig. 8 stellt eine photographische Aufnahme des Schaltbrettes dar. Der große Blechkasten über der Signalwalze ist das Reservoir eines Zentralölörs. Da der Apparat über längere Zeit unbeaufsichtigt arbeiten soll, ist reichliche Schmierung vorgesehen.

In der hier beschriebenen Form, bei deren Herstellung ich neben Herrn Gleißner namentlich Herrn Eppen zu großem Dank verpflichtet bin, ist der Apparat seit diesem Frühjahr in Funktion. Da bei der geringen Zahl der zurzeit im Gebrauch befindlichen Ballonempfänger ein kontinuierlicher Betrieb zweck-

los wäre, wird der Automat auf Wunsch (Telephon Planegg Nr. 61 oder Telegramm) in Betrieb gesetzt und, wenn keine anderen Weisungen vorliegen, nach zwölf Stunden abgestellt. Er gibt dann mit Wellenlänge 1140 m und — bei gewöhnlich halber Primärenergie — mit einer Reichweite von 200 bis 300 km mit jeder ersten Minute noch voll beginnend alle fünf Minuten eine Minute lang das Ortssignal *g f*.

Um den Empfang des Signales zu ermöglichen, Erfahrungen zu sammeln und die Luftschiffer mit dem Gebrauch funken-telegraphischer Apparate vertraut zu machen, steht ein leichter

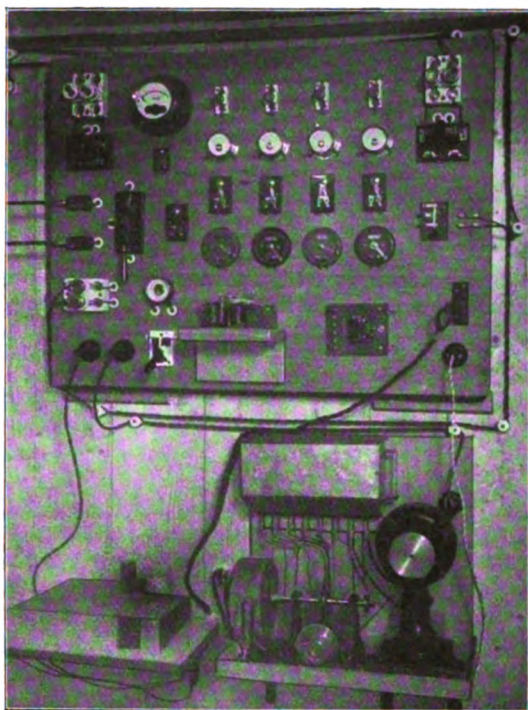


Fig. 8.

Empfänger mit Abstandsschätzer der Firma Huth Luftschiffahrtsvereinen bis auf weiteres kostenfrei für einzelne Fahrten zur Verfügung.

Für den Fall auch die Wettertelegramme gegeben werden sollen, muß eine Erweiterung an dem Automaten in der Art angebracht werden, als auch der Stundenkontakt der steuernden Uhr in Funktion tritt. Die Ausführung ist dabei so gedacht, daß das mit Stanzdrucker in Morseschrift auf einen Papierstreifen gebrachte Wettertelegramm um eine Metallwalze hinreichenden Umfanges gelegt wird. Der Stundenkontakt der Uhr besorgt das Einschalten dieser Kontaktserie und das Umschalten auf die andere Wellenlänge.

Eine einzelne so ausgerüstete Station kann naturgemäß die wesentlichen Vorteile des Vorschlages C in keiner Weise zur Geltung bringen. Immerhin steht zu hoffen, daß so brauchbare Grundlagen für eine spätere Aussprache und Organisation geschaffen werden.

Zusammenfassung.

Ausgehend von den Vorschlägen von Lux und Abmann wird ein Kompromißvorschlag gegeben, der eine automatische drahtlostelegraphische Orientierung und meteorologische Beratung der Luftfahrzeuge zum Gegenstand hat.

Ein in Gräfelfing bei München zu Versuchszwecken aufgestellter Orientierungsautomat wird beschrieben.

Neue Flugzeuge.

Von Ing. Dr. Victor Quittner.

Eindecker von R. Esnault-Pelterie.

Dieser meist abkürzungsweise als »R. E.-P.-Eindecker« bekannte Flugapparat wurde schon bei Gelegenheit des Pariser

»Salons« in dieser Zeitschrift beschrieben¹⁾, er zeigt jedoch in seinem ganzen Aufbau wie in den Einzelheiten so vieles Interessante, daß es sich lohnt, nochmals auf ihn zurückzukommen.

Die Brücke, bekanntlich ganz aus Stahlrohr gebaut, hat eine Form erhalten, die ihr einen möglichst geringen Luftwiderstand sichert. Ihr Querschnitt bildet im vorderen Teile ein Fünfeck, indem auf dem dreieckigen Unterteil ein viereckiger Oberteil aufgesetzt ist, der die Flieger und die Steuereinrichtungen aufnimmt. Weiter hinten ist dann der Oberteil gleichfalls dreieckig zusammengezogen, so daß der Querschnitt des Ganzen die Form einer Raute erhält.

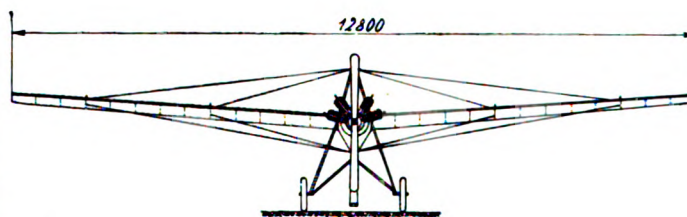
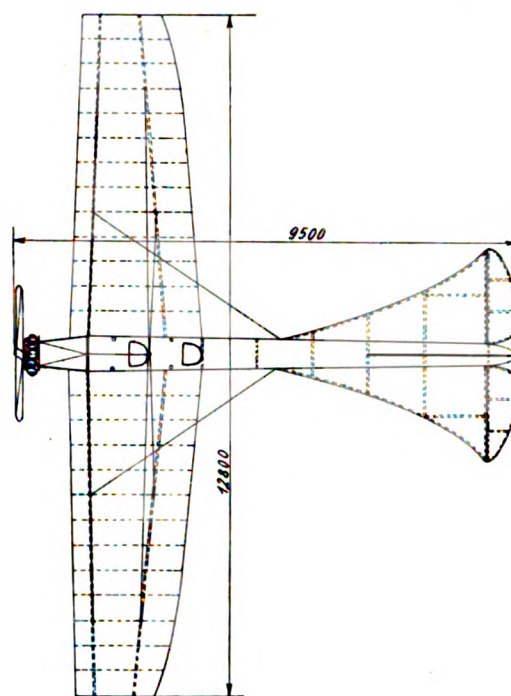
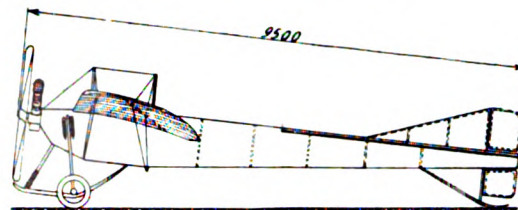


Fig. 1—3.

Die trapezförmigen Flügel enthalten jeder zwei Holme aus Eschenholz von I-förmigem Querschnitt, auf die die aus mehreren Holzleisten zusammengefügt Spieren gesetzt sind. Die Hauptspieren haben den Querschnitt eines hohlen Vierecks, die anderen sind I-förmig. Die Flügel sind ebenso wie die Brücke mit einem roten, waschbaren, Kautschukstoff bespannt, der dem Apparat sein ganz charakteristisches Aussehen verleiht.

Jeder Holm wird oben und unten von je zwei Spanndrähten resp. -bändern gehalten, so daß die Anzahl der Verspannungen für beide Flügel nicht mehr als 16 beträgt. Die Verspannungen an der Unterseite sind aus Stahlbändern gebildet; sie gehen nicht wie bei den meisten Eindeckern von

¹⁾ Zeitschr. f. Fl. u. M. Jahrg. I, S. 289 ff.

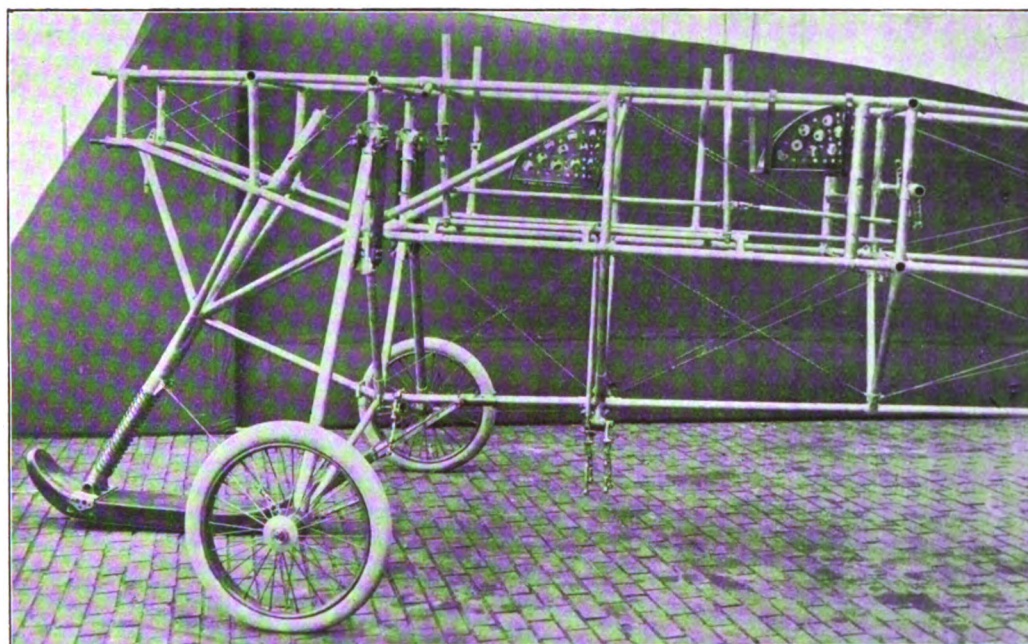


Fig. 4.

einem besonderen Bock oder einem Teil des Fahrgestells aus, sondern direkt von dem unteren Rand der Brücke, deren Höhe groß genug ist, um eine ausreichend feste Verspannung zu ermöglichen. Um die Spannbänder an den Enden nicht zu schwächen, ist auf die sonst gebräuchliche Benutzung von Nieten oder Bolzen zu ihrer Befestigung verzichtet. Die Bänder sind statt dessen durch einen engen Spalt in eine Hülse geführt, dort um ein dreieckiges Einlagestück gebogen und verlötet. Je stärker der Zug in den Bändern wird, desto fester wird dieses Zwischenstück an die Innenwand der Hülse gepreßt, und desto sicherer hält es damit das Band fest. Die oberen Verspannungen, die nur das Eigengewicht der Flügel zu tragen haben, sind in gewöhnlicher Weise aus Spezialstahlrohr hergestellt.

Das Fahrgestell ist gegenüber dem Typ des vorjährigen Salons noch in einigen Einzelheiten verändert. Während früher die verlängerten Radachsen an der Mittelkufe befestigt waren, greifen jetzt die Stahlrohre, die die Achsen, schräg nach oben abgebogen, fortsetzen, direkt am Unterteil der Brücke an, so daß Räder und Kufe ganz unabhängig voneinander sind. Von jedem Rad geht, wie bei der älteren Bauart, eine Stütze schräg nach oben zu dem oberen Teil der Brücke, wo sie an einer der vertikalen Brückenstreben in einer Kulissee auf- und niedergleiten kann; zwei starke Kautschukpuffer, die die Kulissee nach unten ziehen, tragen das Gewicht der Maschine, so lange diese auf den Rädern ruht. In der Mitte zwischen den Rädern befindet sich eine starke Gleitkufe aus hohlem Holz, die nach vorn bis unter die Schraube reicht und diese dadurch vor dem Auftreffen auf dem Boden schützt. Die Kufe ist mit der Brücke vorn durch einen Öl-Luftpuffer verbunden, der Stöße bis zu 1200 kg aufzunehmen imstande ist, hinten durch eine Kulissee, die auf dem unteren Längsträger der Brücke gleitet.

Die Längs- und Richtungsstabilität wird durch eine große horizontale Schwanzflosse und eine kleinere vertikale Kielflosse gesichert. Am hinteren Ende der Schwanzflosse sitzt auf Kugellagern das zweiteilige Höhensteuer, dazwischen in der Mitte das Seitensteuer. Das Gerüst der Schwanz- und Steuerflächen ist ganz aus Stahlrohr ausgeführt und die Befestigung ist derart, daß die Flächen durch Lösen von wenigen Bolzen abmontiert werden können.

Bei dem zweiplätzigen Apparat sind alle Steuer doppelt. Beide Flieger sitzen zwischen den Flügeln, der Führer hinten, vor ihm der Fluggast oder Schüler. Der Sitz des letzteren liegt tiefer als der des Führers, damit dieser über ihn hinwegsehen kann, und so nahe dem Schwerpunkt des Apparates, daß das Gleichgewicht durch das Vorhandensein oder Fehlen des Passagiers kaum geändert wird.

Die Bedienung der Steuer geschieht durch zwei Hebel rechts und links vom Führersitz. Der linke Hebel betätigt durch Vor- und Rückwärtsschwingen das Höhensteuer, durch Schwingen nach der Seite die Flügelverwindung. Der rechte Hebel kann nur seitlich bewegt werden und wirkt auf das Seitensteuer. Alle Organe zur Bedienung der Steuer sind besonders stark gehalten, um die bei ihnen so besonders gefährlichen Brüche möglichst zu vermeiden. Soweit wie möglich sind Stahlrohre an Stelle der Drähte angeordnet, und wo dies nicht möglich war, werden starke Drahtseile verwendet.

Wenn auf dem vorderen Sitz ein Schüler Platz nimmt, so sind seine Steuerhebel in der Mitte durchschnitten und werden nur durch Federn zusammengehalten, die bei starken Kräften leicht nachgeben.

Der Lehrer ist daher unter allen Umständen imstande, falsche Manöver des Schülers zu verbessern, selbst wenn dieser, wie es gelegentlich vorkommt, den Steuerhebel mit aller Kraft festhält. Wenn beide Flieger Führer sind, so fällt diese Einrichtung fort, und die beiden Flieger können ohne weiteres in der Lenkung des Flugzeuges abwechseln.

Außer diesem zweiplätzigen Apparat wird auch noch der einplätzige in derselben Form, wie er im Salon ausgestellt war, gebaut.

Die Hauptdimensionen der beiden Typs sind in der folgenden Tabelle zusammengestellt:

	zweiplätziger Typ	einplätziger Typ
Spannweite	13,80 m	12,80 m
Gesamte Länge	11,00 m	9,50 m
Tragfläche	27 m ²	25 m ²
Gewicht, leer	500 kg	480 kg

Flugschau.

Am 1. Juli fand in Eastchurch (England) das Wettfliegen um den Gordon-Bennet-Preis für Flugzeuge statt. Anwesend waren sechs Vertreter von drei Nationen: Leblanc (Blériot), Nieuport (Nieuport) und Chevallier (Nieuport) für Frankreich, Hamel (Blériot) und Ogilvie (Wright) für England und Weymann (Nieuport) für Amerika. Die Rennstrecke betrug in diesem Jahre 150 km. Sieger wurde Weymann (Amerika) auf Nieuport-Eindecker mit 100 PS-Gnôme-Motor mit 1 Std. 11 Min. 36¹/₅ Sek. ihm folgten Leblanc (Frankreich) auf Blériot-Eindecker mit 100 PS-Gnôme-Motor in 1 Std. 13 Min. 40¹/₅ Sek. und Nieuport (Frankreich) auf Nieuport-Eindecker mit 70 PS-Gnôme-Motor in 1 Std. 14 Min. 36¹/₅ Sek. Der Sieger erreichte eine Durchschnittsgeschwindigkeit von 125,692 km/Std. Bemerkenswert ist der geringe Unterschied (3 Minuten) zwischen dem 100 PS-Nieuport von Weymann und demselben Apparat mit 70 PS-Motor, der von Nieuport selbst geflogen wurde. Der Gordon-Bennet-Preis wandert nunmehr zum zweiten Male nach Amerika.

Der große Rundflug durch England war wohl die großartigste und am besten gelungene Veranstaltung dieses Jahres. Zwar gelang es nur zwei Fliegern, Beaumont, dem Sieger von Paris—Rom und vom Europäischen Rundflug und Védérines, dem Sieger von Paris—Madrid, die ganze 1630 km lange Strecke zurückzulegen, dafür war aber die Leistung dieser beiden um so glänzender; wenn man von der kurzen ersten Etappe Brooklands—Hendon (32 km) absieht, so haben sie die ganze ungeheure Strecke in drei Tagen zu-

rückgelegt. Der Sieger Beaumont (Blériot-Gnôme), dem der 200 000 M.-Preis der »Daily-Mail« zufiel, erzielte eine Gesamtzeit von 22 Std. 28 Min., Védrines, der einen Trostpreis von 4000 M. erhielt 23 Std. 34 Min.

Der Flieger Loridan, der Inhaber des Höhenweltrekords über 3280 m, stellte am 21. Juli auf dem Flugfelde von Châlons mit einem H. Farman-Zweidecker einen neuen Distanz- und Dauerweltrekord auf. Er stieg um 3 Uhr 20 Min. morgens auf und landete mittags um 3 Uhr 5 Min. wegen Erschöpfung. Während einer Flugzeit von 11 Std. 45 Min. legte Loridan die Strecke von 730 km zurück und hat sich durch diese hervorragende Leistung die erste Anwartschaft auf den Michelinpreis 1911 gesichert.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. K. 45806. Verfahren zur Nachfüllung von Luftschiffen während der Fahrt mit überhitztem Wasserdampf. Oskar Klemm, Wiesbaden, Goebenstr. 19. A 1. 10. 10., E 6. 9. 11.

77 h. S. 27531. Flugzeug mit um eine Längsachse pendelnden Tragflächen. Anthony Rudolph Silverston, Milwaukee, V. St. A.; Vertr.: Dr. W. Hausknecht u. V. Fels, Pat.-Anwälte, Berlin W. 9. A 28. 9. 08., E 6. 9. 11.

77 h. D. 24427. Hülle für Gastragkörper von Luftfahrzeugen mit Stellen geringerer Festigkeit im unteren Teil. W. E. Dörr u. Deutsche Luftschiffahrts-Akt.-Ges., Friedrichshafen a. B. A 23. 12. 10., E 10. 9. 11.

77 h. O. 6736. Schraube für Luftfahrzeuge. Wilhelm Obst, Cöthen, Anhalt. A 18. 10. 09., E 10. 9. 11.

77 h. S. 30083. Propeller für Luftschiffe und Ventilatoren. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Berlin. A 28. 10. 09., E 10. 9. 11.

77 h. W. 31462. Vorrichtung zur Erhaltung eines bestimmten Einfallwinkels der Luftströmung zur Tragfläche von Flugmaschinen. Orville Wright und Wilbur Wright, Dayton, V. St. A.; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 6. 2. 09., E 10. 9. 11.

77 h. E. 1515. Rumpf für Flugmaschinen. Wilhelm Philipp Enders, Nürnberg, Landgrabenstr. 97. A 4. 2. 10., E 13. 9. 11.

77 h. K. 46862. Ballonstoff. Hans Kirchner, Südende b. Berlin, Brandenburgische Str. 15. 15. 1. 11.

77 h. M. 36143. Flugzeug. Julius Merx, Berlin, Kirchbachstr. 9. A 19. 10. 08., E 13. 9. 11.

77 h. D. 22740. Luftschiffkörper mit ringförmigen Einzelgasbehältern. Gustav Dusterloh, Sprockhövel i. W. A 10. 1. 10., E 27. 9. 11.

77 h. G. 32749. Kupplung für Luftschrauben. Dr. Maximilian Goldberger, Paris; Vertr.: E. Maier, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 24. 10. 10., E 27. 9. 11.

77 h. H. 47196. Luftschiffbergungsvorrichtung. Hans Hundrieser, Halensee, Joachim Friedrichstr. 13 B. A 7. 6. 09., E 27. 9. 11.

77 h. H. 47944. Flugzeug mit an Gelenkparallelogrammen angeordneten Tragflächen. Louis Adolphe Hayot, Beauvais. Frankr.; Vertr.: Pat.-Anwälte R. Wirth, C. Weihe und Dr. H. Weil, Frankfurt a. M., und W. Dame, Berlin SW. 68. A 27. 8. 09. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom A 4. 9. 08. anerkannt. E 27. 9. 11.

77 h. K. 37058. Luftfahrzeug mit einer an einer Querachse pendelnd aufgehängten Antriebsvorrichtung. Georg Killat, Friedenau, Kaiserallee 142. A 10. 3. 08., E 27. 9. 11.

77 h. R. 27749. Luftschraube mit kammerartigen Schaufeln. Eduard Riedel, Schweidnitz. A 23. 1. 09., E 27. 9. 11.

77 h. H. 48887. Drachenflieger; Zus. z. Pat. 226932. Karl Hipssich, Bremen, Bollmannstr. 5. A 25. 2. 09., E 24. 9. 11.

77 h. B. 53656. Flugzeug mit zusammenklappbaren Tragflächen. Louis Bréguet, Douai, Frankr.; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, C. Weihe und Dr. H. Weil, Frankfurt a. M. I und W. Dame, Berlin SW. 68. 25. 3. 09. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom A 28. 10. 08. anerkannt. E 20. 9. 11.

77 h. B. 55292. Gerüst für Tragflächen und Steuerflächen von Flugmaschinen u. dgl. Louis Blériot, Neuilly a. d. Seine. Frankr.; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 13. A 6. 8. 09., E 20. 9. 11.

46a. R. 31414. Explosionskraftmaschine mit vier in einer Trommel radial verschiebbaren kreisenden Kolben. Curt Röhrich, Dresden, Pfotenhauerstr. 63. A 19. 8. 10., E 6. 9. 11.

46c. W. 34953. Kühlvorrichtung für die Zylinder von kreisenden Verbrennungskraftmaschinen. Hans Windhoff, Schöneberg b. Berlin, Bennisenstr. 21. A 24. 5. 10., E 6. 9. 11.

46d. J. 13478. Mit Einzelexplosionen arbeitende Gasturbine. Hans Holzwarth, Mannheim B 7, 18 und Erhard Junghans, Schramberg, Würtbg. A 20. 3. 11., E 6. 9. 11.

46d. J. 13610. Gasturbine mit Kühlung durch zeitweise durch Verbrennungskammer und Düse geschicktes Kühlmittel. Hans Holzwarth, Mannheim B 7, 18 und Erhard Junghans, Schramberg, Würtbg. A 2. 5. 11., E 6. 9. 11.

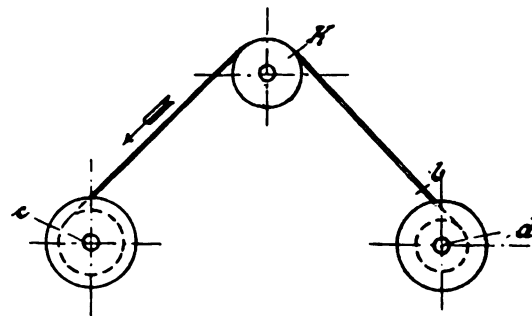
Patent-Erteilungen.

46a. 237374. Ventillose Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten kreisenden Zylindern. Ignaz Sklenár, Budapest; Vertr.: Dr. D. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. 27. 9. 10. S. 32327.

46c. 237182. Versteifungsgurt und Abgasdämpfer für Umlaufmotoren. George Hoffmann, Frankfurt a. M., Zietenstraße 24. 4. 8. 10. H. 51454.

Auszüge aus den Patentschriften.

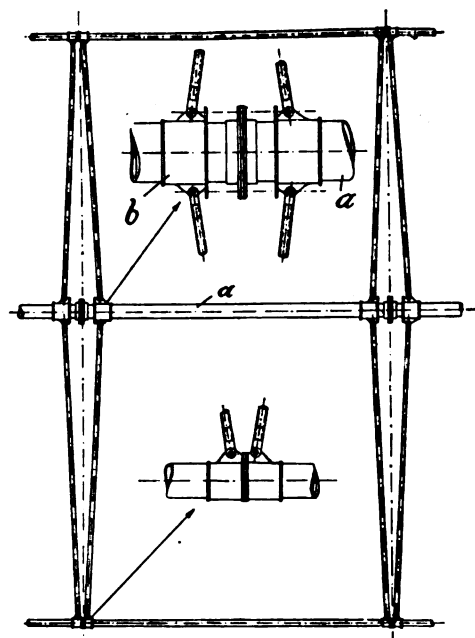
232447. Durchsichtige Schutzwand für Flugzeuge, Automobile und andere Fahrzeuge und für Schutzbrillen. Max Mannesmann in Remscheid-Bliebinghausen. — Um den Führer für Luftfahrzeuge vor Wind zu schützen, ist vor demselben eine durchsichtige Schutzwand *b* ange-



Zu Nr. 232447.

bracht. Diese Schutzwand lässt sich auf Rollen *c*, *d*, *K* auf- und abwickeln, um, falls eine Stelle derselben durch Regen, Schnee, Ölspritzer usw. undurchsichtig geworden ist, eine neue Fläche vor das Gesichtsfeld des Führers zu bringen.

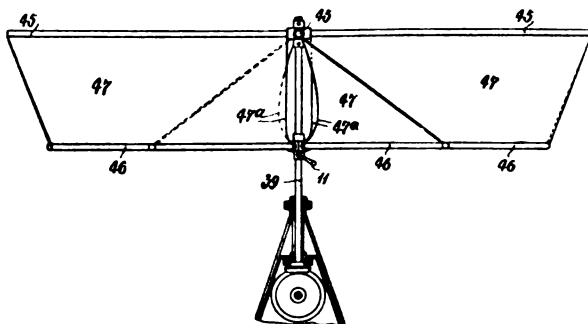
232647. Gerippe für Starrschiffe. Anton Boerder in Düsseldorf. — Das Gerippe für Starrluftschiffe besteht aus einem in der Längsachse des Tragkörpers angeordneten Rohr *a* und aus mehreren Systemen speichenartiger Rohre, die an ihren äußeren Enden an Längsrohren angreifen. Die Speichen sind ge-



Zu Nr. 232647.

lenkig mittels einer verschiebbaren Muffe *b* auf dem die Achse bildenden Mittelrohre *a* befestigt. Durch Verschieben dieser Muffe werden die Speichen ausgestreckt und dadurch die äußeren Längsrohre gegen die Hülle gepreßt.

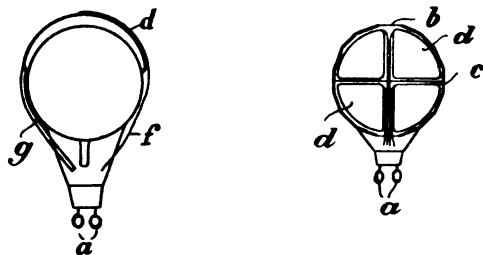
232 859. Schraube für Flugapparate. Johann Burkard in Hamburg. — Die Schraube besteht aus zwei Flügelkreuzen 45, 46, von denen das eine 46 auf der Schraubenwelle 39



Zu Nr. 232 859.

sowohl verschiebbar als auch drehbar ist. Es kann demnach zu dem festen Kreuz 45 verstellt werden, zu dem Zwecke, die Schrägstellung der Flügel 47, welche aus Stoff bestehen, und ihre Spannung zu verändern.

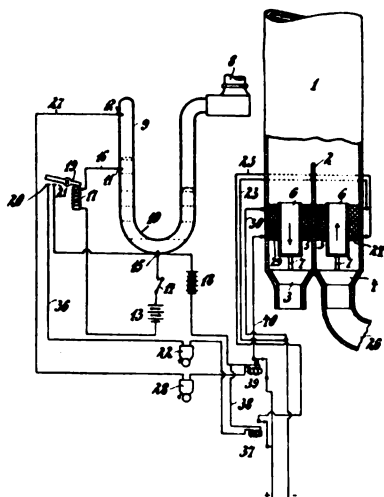
234 009. Einrichtung zur Beseitigung der schädlichen Auftriebswirkung beim Abwerfen von schweren Sprengkörpern aus Luftschiffen. Wilhelm Höltring in Radevormwald, Rhld. — Um die Auftriebswirkung beim Abwerfen von Sprengkörpern aus Luftschiffen aufzuheben, werden gleichzeitig mit dem Abwerfen entsprechende



Zu Nr. 234 009.

Gasmengen freigegeben. Dieses Ausgleichsgas wird in besonderen Gashüllen *d* mitgeführt, die auf oder in dem Luftschiff *c* angeordnet sind. Der Inhalt einer jeden dieser Ausgleichsgashüllen entspricht bezüglich seines Auftriebs dem Gewicht eines abgeworfenen Sprengkörpers. Gleichzeitig mit dem Abwerfen des Sprengkörpers *a* wird die Reißleine *f* einer Ausgleichsgashülle gezogen.

234 825. Einrichtung zum Verhüten des Platzens und Zusammenfallens von Ballons oder Ballonetten. Romeo Wankmüller in Berlin. — Durch den Überdruck des Gases in der Ballonhülle wird der Stromkreis



Zu Nr. 234 825.

eines Elektromagnets 6 geöffnet und geschlossen. Der Elektromagnet ist zusammen mit dem Ventil 3 im Innern der Gasleitung 1 oder bei Ballonetten in der Luftleitung angeordnet. In einer U-förmig gebogenen Röhre 10, welche mit dem Ballon oder Ballonett 8 in Verbindung steht, ist eine leitende Flüssigkeit eingeschlossen, durch welche ein Maximalkontakt 12 unmittelbar, und ein Minimalkontakt

11, 15 durch ein Ruhestromrelais 17, 19, 20, 21 mit einem Signalapparat 22, 28 und dem das Ventil betätigenden Elektromagneten 6 verbunden ist. Statt der gebogenen Röhre mit der begleitenden Flüssigkeit kann auch ein Platten- oder Federmanometer angewandt werden.

234 455. Luftschiffanker. Bruno Eggert in Groß Tabarz i. Thür. — Der Luftschiffanker besteht aus einem mit einer Spitze versehenen Hohlzylinder, der in die Erde gerammt wird. Im Innern des Hohlzylinders befinden sich Druckplatten, die mit Stiften versehen sind. Diese Stifte können durch Öffnungen im Hohlzylinder nach außen treten, um dadurch den Zylinder in der Erde festzuhalten. Das Herausdrücken der Stifte und Wiederhinausziehen derselben wird durch eine, in der Mitte angeordnete Spindel bewirkt.

Bücher-Besprechungen.

Jahrbuch über die Fortschritte auf allen Gebieten der Luftschiffahrt. Herausgegeben von Ansbert Vorreiter, Ingenieur in Berlin. 1911.

Wenn man dieses über 500 Seiten starke Werk zuerst flüchtig betrachtet, so wird man sein Erstaunen nicht unterdrücken können, daß die doch eigentlich noch recht jugendliche Luftschiffahrt bereits ein derart umfangreiches Jahrbuch notwendig macht, aber durch ein eingehenderes Studium wird man bald eines besseren belehrt.

Wir sind es längst gewohnt geworden, täglich und stündlich Neuigkeiten auf aviatischem Gebiete zu erhalten, wir lesen über neue Erfindungen der Luftschiffahrt schon mit einem gewissen Gleichmut hinweg und nehmen es als selbstverständlich hin, nur das Allerneueste noch als daseinsberechtigt anzusehen, alles vorige aber — wenn es uns auch soeben noch interessant erschien — schnell zum alten Eisen zu werfen. Mit anderen Worten: uns fehlt vielfach noch der Sinn für die Geschichte technischer Luftschiffahrt. Hier setzt nun mit glücklichem Griff Vorreiters Buch ein! Es trägt gewissenhaft alles, auch das kleinste Detail zusammen, weil jeder Baustein für die Kenntnis des Bauwerks von Wichtigkeit ist, es registriert genau den Entwicklungsgang der einzelnen Disziplinen und läßt uns doch gleich einem roten Faden bei der Unzahl der Verschiedenheiten den folgerechten Werdegang genau verfolgen.

So können wir uns denn Vorreiter getrost anvertrauen, wenn wir auf irgend einem Gebiet uns schnell orientieren wollen, besonders der nicht eigentliche Fachmann wird stets schnell und leichtfaßlich das Rechte finden.

Nach dem Vorgesagten erübrigt sich eigentlich ein weiteres Eingehen auf den Inhalt; es werden eben sämtliche Gebiete behandelt. So kann ich mich denn auch darauf beschränken, lediglich Charakteristisches hervorzuheben. Ein verhältnismäßig breiter Raum ist den Luftschiffen gewidmet, die in guten Abbildungen und Konstruktionsplänen vorgeführt werden. Besonders hervorheben möchte ich aber die Zusammenstellungen der Abmessungen in Tabellen. Sie verursachen entschieden die größte Arbeit für den Herausgeber, sind aber auch am weitest dankbarsten, denn gerade sie ermöglichen einen Vergleich, erst durch diese Tabellen ist man stets in der Lage, irgendwelche Meldungen von neuen Leistungen beurteilen zu können, — kurz, wer sich erst an das Arbeiten mit diesen Zusammenstellungen gewöhnt hat, wird sie nur ungern vermissen. Ich begrüße es mit besonderer Freude, daß der Verfasser sich bemüht hat, die Gegenstände sämtlicher Kapitel in ähnlichen Tabellen zusammenzufassen, sodaß stets ein schnelles Überblicken der wichtigsten Unterschiede möglich ist. Nachdem dann die Flugzeuge, Motoren, Drachen und Freiballone eingehend besprochen sind, wendet sich der Verfasser den Luftschiffhallen und -häfen zu, denen sich weiterhin Flugplätze mit ihren Einrichtungen anschließen. Besonders diese beiden Kapitel dürften sich als sehr zweckmäßig erweisen, da es durchaus notwendig ist, die wenigen vorliegenden Erfahrungen zu sammeln und systematisch zu verwerten. Beim Kapitel »Ballongaserzeugung« hätte ich sehr gern einige Zusammenstellungen über die Gestellungskosten mit Berücksichtigung der Anlage- und Betriebskosten gesehen.

Der große Umfang, der in diesem ersten Jahrbuch dem praktischen Teil der Luftschiffahrt naturgemäß eingeräumt werden mußte, ließ es als notwendig erscheinen, den wissenschaftlichen Teil auf das Äußerste zu beschränken. So konnte hier nur skizzenhaft angedeutet werden, was vielleicht in den nächsten Bänden ausführlicher behandelt wird. Trotzdem ist auch hier eine große Vielseitigkeit gewahrt.

Den Schluß des Werkes bilden Besprechungen der wichtigsten Patente, der bedeutendsten Flugleistungen, größeren Fahrten mit Lenkballonen, dann werden die Fachaussstellungen kurz gestreift und endlich die Rekorde zusammengestellt, worauf sich noch das Vereinswesen und ein Bezugsquellenverzeichnis angliedert — Vorreiter hat eben wirklich an alles gedacht und alles zusammengetragen. So möchte ich die Anschaffung des Jahrbuches allen Interessenten auf das wärmste empfehlen, zumal sich bei den Folgebänden durch Kürzung einiger Kapitel wohl eine noch günstigere Gruppierung des Stoffes erzielen läßt.

Jedenfalls wäre es zu wünschen, daß sich dieses Jahrbuch zu einem unentbehrlichen Hilfsmittel für jeden Konstrukteur, aber auch für jeden Sportsmann auswächst.

Béjeuhr.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR. R. EMDEN DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR. FRITZ HUTH E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
	DR.-ING. A. VON PARSEVAL A. WAGENER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG		

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

26. August 1911.

Heft 16.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Auslande M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Über die Längsschwingungen der Flugmaschinen. Von Dr. C. Runge, Professor an der Universität Göttingen. (Schluß.) S. 201.
Über Längsstabilität der Drachenflugzeuge. Von R. Knoller, Professor an der Technischen Hochschule Wien. (Schluß.) S. 205.

Folgerungen aus den letzten Überlandflügen mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundfluges. Von Paul Bejeuhr, Göttingen. S. 208.
Der Königsberger Militärluftschiffhafen. S. 211.
Flugschau. S. 212. — Patentschau. S. 212.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Über die Längsschwingungen der Flugmaschinen.

Von Dr. C. Runge, Professor an der Universität Göttingen.
(Schluß.)

Diese Gleichung 4. Grades in ν gibt uns nun den verlangten Aufschluß über die eintretenden Bewegungen¹⁾. Wir nehmen zunächst an, daß der Wert von m_1 positiv und gegen die Werte von a_1, w_1, a_2, w_2, m_2 groß sei. Das habe seinen Grund in dem erheblichen Gewicht, das wir dem Apparat geben, und der erheblichen Geschwindigkeit, die infolgedessen erforderlich ist, um den nötigen Auftrieb aufzubringen. Denken wir uns nämlich zunächst ein leichtes Flugzeug, dessen Geschwindigkeit v_0 beim gradlinigen Flug mäßig ist, und denken es uns nun gleichmäßig beschwert, ohne seine Dimensionen zu verändern, so nimmt seine Geschwindigkeit v_0 proportional der Wurzel aus dem Gewichte zu. Dabei bleiben die Größen a_1, w_2, m_2 unverändert, a_2, w_1 nehmen proportional v_0^2 ab, während m_1 proportional v_0^2 wächst. Bei hinreichender Belastung wird demnach m_1 beliebig groß, während die anderen Größen innerhalb endlicher Grenzen bleiben.

Diesen Fall wollen wir nun weiter untersuchen.

Die zugehörigen vier Wurzeln ν der Gleichung 4. Grades sondern sich dabei zu zwei und zwei. Überwiegt nämlich m_1 über die andern in der Gleichung vorkommenden Größen, so gibt es zwei Wurzeln ν , die mit m_1 zugleich beliebig groß werden, und zwei Wurzeln, die nicht mit m_1 beliebig groß werden.

Um zunächst für die nicht mit m_1 beliebig groß werdenden Wurzeln Näherungswerte zu finden, dividieren wir die Gleichung 4. Grades durch m_1 und schreiben sie in der

Form

$$= (\nu^2 - m_2 \nu) (\nu^2 + (\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1) \nu + r_1 + r_3) \\ = (1 + a_2) \nu^2 + (\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2) \nu + r_3.$$

Bleibt ν mit wachsendem m_1 endlich, so wird die linke Seite beliebig klein und ν muß in erster Annäherung die Gleichung befriedigen

$$(1 + a_2) \nu^2 + (\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2) \nu + r_3 = 0.$$

Um anderseits für die mit m_1 beliebig groß werdenden Wurzeln Näherungswerte zu finden, führen wir

$$\nu = \sqrt{m_1} \mu$$

in die Gleichung 4. Grades ein und dividieren sie durch m_1^2 . Dadurch geht sie über in

$$\left(\mu^2 - \frac{m_2}{\sqrt{m_1}} \mu \right) \left(\mu^2 + \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1}{\sqrt{m_1}} \mu + \frac{r_1 + r_3}{m_1} \right) \\ + (1 + a_2) \mu^2 + \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{\sqrt{m_1}} \mu + \frac{r_3}{m_1} = 0$$

oder

$$\mu^2 + (1 + a_2) = \frac{m_2}{\sqrt{m_1}} \left(\mu + \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1}{\sqrt{m_1}} + \frac{r_1 + r_3}{m_1} \mu^{-1} \right) \\ - \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1}{\sqrt{m_1}} \mu - \frac{r_1 + r_3}{m_1} - \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{\sqrt{m_1}} \mu^{-1} \\ - \frac{r_3}{m_1} \mu^{-2}.$$

Aus dieser Form erhellt, daß man die Gleichung für große Werte von m_1 befriedigen kann, indem man in erster Annäherung

$$\mu^2 + (1 + a_2) = 0$$

¹⁾ Vergl. die analogen Betrachtungen über Stabilität von L. Prandtl diese Zeitschrift Bd. I S. 27.

setzt, d. h.

$$\mu = \pm \sqrt{1 + a_2 i}.$$

Eine zweite Annäherung findet man, indem man auf der rechten Seite nur die Glieder mit $\frac{1}{\sqrt{m_1}}$ beibehält und die gefundene erste Annäherung von μ in diesen Gliedern einsetzt. Das ergibt, wenn $\mu = \sqrt{1 + a_2 \cdot i} + u$ gesetzt wird und u klein sein soll

$$2\sqrt{1 + a_2 \cdot i} \cdot u = \frac{m_2 - \sin \vartheta_0 - c_1 - a_1}{\sqrt{m_1}} \sqrt{1 + a_2 \cdot i} + \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{\sqrt{m_1}} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + a_2 \cdot i}}$$

oder

$$u = \frac{m_2 - \sin \vartheta_0 - c_1 - a_1}{2\sqrt{m_1}} + \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{2\sqrt{m_1}} \cdot \frac{1}{1 + a_2}$$

Für die konjugierte Wurzel ergibt sich derselbe Wert von u .

Studieren wir nun den Typus der Bewegung in diesen beiden Fällen.

1. r wird mit m_1 nicht beliebig groß, in erster Annäherung ist

$$(1 + a_2) r^2 + (\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2) r + r_3 = 0.$$

Aus der dritten Gleichung (1) ergibt sich

$$\ddot{\xi} - \ddot{\eta} = \frac{r^2 - m_2 r}{m_1}.$$

d. h., da $r^2 - m_2 r$ klein gegen m_1 ist, ist $\ddot{\xi} - \ddot{\eta}$ klein gegen $\ddot{\eta}$. Nun ist $\ddot{\xi} - \ddot{\eta}$ die Änderung des Winkels $\alpha = \vartheta - \vartheta_0$, den die Richtung der Geschwindigkeit des Schwerpunktes mit der im Apparat festen Richtung bildet. Bei dieser Bewegung liegt also in erster Annäherung der Apparat gegen die schwanke Fahrtrichtung unverändert. Er dreht sich so, daß eine in ihm fest gewählte Richtung gegen die wellenförmige Bahn des Schwerpunktes immer die gleiche Neigung hat.

In den ersten beiden Gleichungen (1) können wir nun in erster Annäherung $\ddot{\xi} - \ddot{\eta}$ vernachlässigen. Infolge der Gleichung 2. Grades ergeben sie dasselbe Verhältnis der Größen \ddot{v} und $\ddot{\eta}$. Es ist daher gleichgültig, ob wir die erste oder zweite Gleichung wählen.

Die zweite Gleichung liefert

$$\ddot{v} = - \frac{(1 + a_2) r + \sin \vartheta_0}{c_2} \ddot{\eta}.$$

Hier müssen wir nun den Wert von r näher betrachten. Die Gleichung 2. Grades für r liefert:

$$r = -r_1 \pm r_2 i = - \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{2(1 + a_2)} \pm \sqrt{\frac{r_3}{1 + a_2} - \left(\frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{2(1 + a_2)} \right)^2} \cdot i.$$

Die diesem Werte entsprechende Schwingung

$$\eta = \ddot{\eta} e^{-r_1 t} \cdot e \pm r_2 i t$$

oder in reeller Form geschrieben:

$$\eta = \text{Konst.} \cdot e^{-r_1 t} \sin(r_2 t + \tau_0)$$

stellt eine gedämpfte Schwingung dar, falls r_1 positiv ist. Bei negativem r_1 dagegen würde die Amplitude der Schwingung fortgesetzt wachsen, die Bewegung also instabil sein. Um nun zu untersuchen, ob das eine oder andere der Fall ist, müssen wir die speziellen Fälle betrachten, die bei der Flugmaschine eintreten können. Denken wir uns als ersten Fall den Apparat so konstruiert und eingestellt, daß bei horizontalem, gradlinigem Fluge der Propellerantrieb horizontal ist, dann ist $\vartheta_0 = 0$, $\vartheta_1 = 0$ und demnach infolge der Gleichgewichtsbedingungen

$$v_0^2 W = K \quad v_0^2 A = P.$$

Mithin

$$c_1 = 2 \frac{K}{P}; \quad c_2 = 2; \quad r_1 = 2 \frac{a_1 K - w_1 P}{P};$$

$$r_2 = 2 \frac{a_2 K - w_2 P}{P}; \quad r_3 = 2.$$

Da die Größen a_2 und w_2 , wie wir oben sahen, mit steigender Belastung dem Gewichte umgekehrt proportional sind, so werden wir ihre Werte bei wirklichen Fliegern in erster Annäherung vernachlässigen können und somit im vorliegenden Falle schreiben:

$$-r_1 \pm r_2 i = - \frac{K}{P} \pm \sqrt{2 - \frac{K^2}{P^2}} \cdot i.$$

$\frac{K}{P}$ hat etwa den Wert $\frac{1}{6}$ oder $\frac{1}{7}$. Wir können daher in grober

Annäherung $\frac{K^2}{P^2}$ gegen 2 vernachlässigen und setzen

$$-r_1 \pm r_2 i = - \frac{K}{P} \pm \sqrt{2} \cdot i.$$

Die entsprechende gedämpfte Schwingung lautet:

$$\eta = \ddot{\eta} e^{-\frac{K}{P} t} \cdot e \pm \sqrt{2} i t$$

oder in reeller Form geschrieben:

$$\eta = C_1 \cdot e^{-\frac{K}{P} t} \cdot \sin(\sqrt{2} t + C_2).$$

Ihre volle Periode ist $\tau = \sqrt{2} \pi$ oder in Sekunden

$$t = \frac{v_0 \sqrt{2} \pi}{g} = 2 \sqrt{\frac{h_0}{g}} \cdot \pi.$$

Das ist die Schwingungsdauer eines Pendels, dessen Länge gleich der der Geschwindigkeit entsprechenden Fallhöhe ist. Die Dämpfung reduziert die Amplitude auf die Hälfte in der Zeit (»Halbwertszeit«):

$$\tau = \frac{P}{K} \cdot \log \text{nat } 2 \text{ oder in Sekunden } t = \frac{v_0}{g} \frac{P}{K} \cdot \log \text{nat } 2$$

$$= \sqrt{\frac{2 h_0}{g}} \cdot \log \text{nat } 2 \cdot \frac{P}{K}.$$

In Bruchteilen der Schwingungsperiode ist die »Halbwertszeit« gleich

$$\frac{\log \text{nat } 2}{\sqrt{2} \pi} \frac{P}{K} = 0,156 \frac{P}{K}.$$

Denselben Wert der Schwingungsperiode hat auch Lanchester auf seinem oben angedeuteten Wege gefunden. Auch den dämpfenden Einfluß des konstanten Propellerantriebes hat er entdeckt.

Denken wir uns als zweiten Fall den Motor ganz abgestellt. Dann ist $K = 0$ und daher

$$c_1 = 2 \frac{v_0^2 W}{P} = 2 \sin \vartheta_0; \quad c_2 = 2 \frac{v_0^2 A}{P} = 2 \cos \vartheta_0; \quad r_3 = 2.$$

Somit wird, wenn wir wieder a_2 , w_2 vernachlässigen,

$$r = -r_1 \pm r_2 i = - \frac{3 \sin \vartheta_0}{2} \pm \sqrt{2 - \frac{9 \sin^2 \vartheta_0}{4}} i$$

$\sin \vartheta_0$ ist bei Flugmaschinen nicht größer als etwa $\frac{1}{6}$. Wir können daher in erster Annäherung $\frac{9 \sin^2 \vartheta_0}{4}$ unter dem Wurzelzeichen gegen 2 vernachlässigen und finden

$$r = -r_1 \pm r_2 i = - \frac{3 \sin \vartheta_0}{2} \pm \sqrt{2} \cdot i.$$

Für den Gleitflug ergibt sich mithin eine Schwingung mit ungefähr derselben Periode wie für die dem horizontalen Fluge überlagerte Schwingung

$$t = \frac{v_0 \sqrt{2} \pi}{g}.$$

Allerdings hat v_0 strenge genommen nicht denselben Wert wie beim horizontalen Fluge. Denn, während beim

horizontalen Fluge

$$v_0^2 A = P$$

ist, so ist beim Gleitfluge

$$v_0^2 A = P \cos \vartheta_0.$$

Indessen ist $\cos \vartheta_0$ bei wirklichen Flugmaschinen im Gleitfluge nur etwa 1,5 % von 1 verschieden. Wir können deshalb in beiden Fällen die Geschwindigkeit und damit auch die Periode als gleich betrachten. Auch der Wert von $c_1 = 2 \frac{v_0^2 W}{P}$ ergibt sich damit für beide Fälle nahezu gleich. Mithin ist die Dämpfung beim Gleitfluge stärker als beim horizontalen Fluge. Die »Halbwertzeit« ist nur $\frac{2}{3}$ so groß:

Halbwertzeit beim horizontalen Fluge in Bruchteilen der Periode 0,156 P/K ;

Halbwertzeit beim Gleitfluge in Bruchteilen der Periode 0,102 P/K .

Nimmt man den Wert von P/K gleich 6 an, wie es wirklichen Verhältnissen ungefähr entspricht, so sinkt die Amplitude beim horizontalen Fluge nach einer Welle auf die Hälfte, während sie beim Gleitfluge schon nach 0,6 einer Welle auf die Hälfte sinkt.

Drittens wollen wir den Fall betrachten, wo die Flugmaschine gradlinig ansteigt. Der Propellerantrieb soll wieder die Richtung der Schwerpunktsbewegung haben, so daß $\vartheta_0 = \delta_0$ ist, d. h. das Höhensteuer soll gerade so eingestellt sein wie in den ersten beiden Fällen und nur die Triebkraft K soll größer sein als beim horizontalen Fluge. Die Gleichgewichtsbedingungen verlangen

$$v_0^2 W = P \sin \vartheta_0 + K$$

$$v_0^2 A = P \cos \vartheta_0,$$

wobei ϑ_0 negativ ist. So lange ϑ_0 noch so klein ist, daß $\cos \vartheta_0$ wenig von 1 abweicht, haben wir angenähert dieselbe Geschwindigkeit wie in den ersten beiden Fällen. Dann hat aber auch c_1 denselben Wert wie vorher, nämlich $c_1 = 2 \sin \gamma$, wenn wir unter γ den »Gleitwinkel« verstehen, d. h. den Winkel, unter dem die Maschine bei abgestelltem Motor herabgleitet. Vernachlässigen wir wieder a_2 und w_2 , so wird für die durch eine kleine Störung hervorgerufene Schwingung $\eta = \bar{\eta} e^{r t}$ den Wert haben:

$$r = -r_1 \pm r_2 i = -\frac{\sin \vartheta_0 + c_1}{2} \pm \sqrt{r_3 - \left(\frac{\sin \vartheta_0 + c_1}{2}\right)^2} i$$

wobei

$$r_3 = c_1 \sin \vartheta_0 + c_2 \cos \vartheta_0 = 2 \sin \gamma \sin \vartheta_0 + 2 \cos^2 \vartheta_0$$

oder mit Vernachlässigung von Gliedern, die in ϑ_0 und γ von zweiter Ordnung sind:

$$r_3 = 2.$$

Die Schwingungsperiode ist mithin mit dieser Annäherung dieselbe wie in den ersten beiden Fällen. Die Dämpfung dagegen ist durch den Faktor

$$e^{-\frac{\sin \vartheta_0 + 2 \sin \gamma}{2} t}$$

dargestellt. Hierin ist ϑ_0 negativ und der absolute Wert bedeutet den Winkel, den die ansteigende Bahn mit dem Horizonte bildet. Während die Dämpfung des horizontalen Fluges sich schwächer herausstellte als die des Gleitfluges, ist die Dämpfung des ansteigenden Fluges noch schwächer und geht sogar in Instabilität über, wenn der Sinus des Anstiegswinkels größer wird als das Doppelte des Sinus des Gleitwinkels. Ist der Anstiegswinkel gerade gleich dem Gleitwinkel, so ist die Halbwertzeit gerade gleich dem Doppelten der Halbwertzeit des horizontalen Fluges.

Die in diesen drei Fällen betrachtete Schwingung bezieht sich auf den Winkel ϑ , den eine im Apparat feste Richtung mit der Horizontalen macht. Die Änderungen des Winkels ϑ , den die Bahn des Schwerpunktes mit der Horizontalen macht, unterscheiden sich von denen des Winkels δ bei dieser Bewegung, wie wir oben sahen, nur um Größen höherer Ordnung, so daß wir in erster Annäherung für die Richtungsschwankungen des Schwerpunktes dieselbe Formel zu setzen haben.

Die relative Geschwindigkeitsschwankung $\frac{\dot{v}}{v_0}$ hängt mit η ,

wie wir oben sahen, durch die Formel zusammen:

$$\frac{\dot{v}}{v_0} = \left\{ \frac{c_1 + r_2}{2 c_2} + \frac{1}{2 c_2} \sqrt{r_3 (1 + a_2)} - \left(\frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{2} \right)^2 \cdot i \right\} \eta$$

Der reelle Teil des eingeklammerten Faktors der rechten Seite ist unter den tatsächlichen Verhältnissen klein gegen den imaginären Teil. Vernachlässigt man ihn, so würde das heißen, daß die periodische Schwankung der Geschwindigkeit gegen die Richtungsschwankung um den vierten Teil der Periode zurück ist, mit anderen Worten, daß das Maximum der Geschwindigkeit jedesmal im Wellental erreicht wird.

Bei dieser Bewegung, deren Schwingungszahl mit m_1 nicht beliebig groß wird, ist die Dämpfung von dem Trägheitsmoment unabhängig.

Untersuchen wir nun den Typus der anderen Bewegung, die den mit m_1 wachsenden Werten von r entspricht.

2. r wird mit m_1 beliebig groß, in erster Annäherung ist

$$r = \frac{m_2 - \sin \vartheta_0 - c_1 - a_1}{2} + \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + 2 r_2}{2 (1 + a_2)} \pm \sqrt{m_1} \sqrt{1 + a_2} i.$$

Die Gleichungen (1) schreiben wir in der Form:

$$(\nu + c_1) \frac{\dot{v}}{v_0} + (w_1 - \cos \vartheta_0) \bar{\xi} + (w_2 \nu - w_1) \bar{\eta} = 0$$

$$c_2 \frac{\dot{v}}{v_0} + (\nu + a_1 + \sin \vartheta_0) \bar{\xi} + (a_2 \nu - a_1) \bar{\eta} = 0$$

$$-m_1 \bar{\xi} + (\nu^2 - m_2 \nu + m_1) \bar{\eta} = 0.$$

Dividieren wir die dritte Gleichung durch m_1 und setzen für $\frac{\nu}{\sqrt{m_1}}$ seinen Näherungswert ein, indem wir alles vernachlässigen, was für unendlich großes m_1 verschwindet, so erhalten wir in erster Annäherung

$$\bar{\xi} = -a_2 \bar{\eta}.$$

Da nun a_2 mit wachsendem v_0 wie v_0^{-2} abnimmt, so wollen wir auch a_2 vernachlässigen und in erster Annäherung

$$\bar{\xi} = 0$$

setzen. D. h. in erster Annäherung kann bei dieser Bewegung die Bahn des Schwerpunktes als gradlinig betrachtet werden. Während aber der Schwerpunkt gradlinig herabgeleitet, führt der Apparat um die horizontale Querachse Drehungen aus, die durch die Gleichung

$$\eta = \eta_1 e^{-r_1 t} \cdot e^{\pm \sqrt{m_1} i t}$$

oder in reeller Form durch

$$\eta = C_1 e^{-r_1 t} \cdot \sin(\sqrt{m_1} t + C_2)$$

dargestellt sind.

Die Periode der Bewegung ist

$$\tau = \frac{2\pi}{\sqrt{m_1}}$$

oder in Sekunden

$$t = \frac{2\pi v_0}{g \sqrt{m_1}} = \frac{2\pi}{\sqrt{m_1}} \sqrt{\frac{2 h_0}{g}}$$

Die Periode dieser drehenden Bewegung ist also im Verhältnis $\sqrt{\frac{2}{m_1}}$ kürzer als die der zuerst betrachteten wellenförmigen Bewegung. Die Amplitude ihrer Schwingungen nimmt ab, falls r_1 positiv ist, andernfalls wächst sie und die Bewegung ist instabil. Es ergibt sich mithin die Stabilitätsbedingung:

$$\frac{m_2 - \sin \vartheta_0 - c_1 - a_1}{2} + \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{2 (1 + a_2)} < 0$$

oder mit Vernachlässigung von a_2 und r_2

$$a_1 > m_2.$$

¹⁾ Hier ist $-r_1$ wie oben für den reellen Teil von r geschrieben und a_2 vernachlässigt.

Die Größe m_2 wird bei allen Apparaten negativ sein, gleichgültig, ob die Höhensteuerflächen vor oder hinter der tragenden Fläche angebracht sind. Denn wenn wir in der normalen Lage dem Apparat eine Drehungsgeschwindigkeit um die Querachse gegeben denken, so wird das immer ein widerstehendes Drehungsmoment erzeugen. Ein positiver Wert von a_1 , d. h. ein Zunehmen von A mit wachsendem u wird daher unter den gemachten Annahmen Stabilität bedingen. Ja sogar ein kleiner negativer Wert von a_1 kann noch mit Stabilität vereinbart sein und nur bei einem bestimmten negativen Betrage wird sie aufhören müssen.

Zusammenfassend können wir sagen: Sobald m_1 gegen a_1, w_1, a_2, w_2, m_2 hinreichend groß ist, so wird ein Flugzeug¹⁾, das in seinem geraden Fluge eine kleine Störung erleidet, zwei sich überlagernde Typen von Bewegungen ausführen. Der eine Typus besteht darin, daß der Schwerpunkt um die gerade Bahn eine Wellenlinie beschreibt, während die Neigung des Apparats relativ zu dieser Wellenlinie angenähert dieselbe ist, wie bei der geraden Bahn. Die Periode ist gleich $\frac{\sqrt{2\pi v_0}}{g}$ Sekunden.

Der andere Typus besteht aus einer Drehbewegung um eine horizontale Querachse mit einer im Verhältnis $\sqrt{\frac{2}{m_1}}$ kleineren Periode, während der Schwerpunkt angenähert in gerader Linie gleitet. Ebenso wie bei der ersten Bewegung nimmt auch bei der zweiten die Amplitude mit der Zeit ab, vorausgesetzt, daß $a_1 - m_2$ positiv ist, was bei praktischen Gleitfliegern immer der Fall sein wird.

Für Werte von m_1 , die gegen a_1, w_1, a_2, w_2, m_2 groß sind, wird die Bewegung also stabil sein²⁾ und von selbst sich der gradlinigen Bewegung wieder nähern, wenn sie durch eine kleine Störung von ihr abgewichen ist.

Es interessiert uns nun aber auch zu wissen, wie groß m_1 im Verhältnis zu den andern Größen sein muß, damit die gestörte Bewegung sich der gradlinigen wieder nähert. Dazu ist notwendig und hinreichend, daß die reellen Teile der Wurzeln der Gleichung 4. Grades in ν sämtlich negativ sind.

Wir ordnen nach Potenzen von ν und schreiben:

$$\nu^4 + (\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1 - m_2) \nu^3 + (r_1 + r_3 - m_2 [\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1] + m_1 [1 + a_2]) \nu^2 + (m_1 [\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2] - m_2 [r_1 + r_3]) \nu + m_1 r_3 = 0$$

Wir setzen ferner voraus, daß a_1 positiv und m_2 negativ sei und daß $r_1 + r_3, 1 + a_2$ und $\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2$ positiv sind. Das sind durchaus plausible Annahmen, die bei Flugmaschinen in der Regel erfüllt sein werden. Nun mögen einige abkürzende Bezeichnungen eingeführt werden:

$$p = \sin \vartheta_0 + c_1 + a_1 - m_2; q = r_1 + r_3 - m_2 (\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1); r = -m_2 (r_1 + r_3); u_1 = 1 + a_2; u_2 = \sin \vartheta_0 + c_1 + r_2.$$

Damit wird die Gleichung 4. Grades

$$\nu^4 + p \nu^3 + (q + u_1 m_1) \nu^2 + (r + u_2 m_1) \nu + r_3 m_1 = 0.$$

Für große Werte von m_1 sind, wie wir wissen, die reellen Teile der vier Wurzeln negativ. Wir verkleinern nun m_1 so lange, bis zum erstenmal der reelle Teil einer Wurzel verschwindet. Das liefert den Grenzwert von m_1 , für den die Stabilität aufhört. Soll nun die Gleichung für einen rein imaginären Wert $\nu^2 = -x$ erfüllt sein, so muß der reelle und imaginäre Teil für sich verschwinden, d. h. es muß sein:

$$x^2 - (q + u_1 m_1) x + r_3 m_1 = 0$$

und gleichzeitig

$$-p x + r + u_2 m_1 = 0.$$

Wir eliminieren x und finden

$$\frac{r + u_2 m_1}{p} \left(\frac{r + u_2 m_1}{p} - (q + u_1 m_1) \right) + r_3 m_1 = 0$$

oder nach Division durch $-m_1$

$$(2) \quad \frac{u_2 + r/m_1}{p} \left((u_1 - \frac{u_2}{p}) m_1 + q - \frac{r}{p} \right) = r_3.$$

¹⁾ Seine Steuerflächen haben wir uns dabei festgestellt zu denken.

²⁾ Wenn wir von einer zu steil ansteigenden Bahn absehen.

Es wird in der Regel

$$\frac{u_2}{p} = \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2}{\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1 - m_2}$$

ein kleiner positiver echter Bruch sein, da $a_1 - m_2$ in der Regel groß gegen $2 r_2$ und u_2 positiv sein wird. Da ferner u_1 nahezu gleich 1 sein wird, so ist $u_1 - \frac{u_2}{p}$ positiv. Daher wird die linke Seite der Gleichung (2) für große Werte von m_1 sehr groß. Das Intervall der zulässigen Werte von m_1 läßt sich daher durch die Bedingung bestimmen

$$\frac{u_2 + r/m_1}{p} ((u_1 - u_2/p) m_1 + q - r/p) > r_3.$$

Wir werden in der Regel voraussetzen können, daß die Größe

$$\frac{u_2 + r/m_1}{p} \text{ oder } \frac{\sin \vartheta_0 + c_1 + r_2 - \frac{m_2}{m_1} (1 + r_1)}{\sin \vartheta_0 + c_1 + a_1 - m_2}$$

für alle in Betracht kommenden Werte von m_1 ein positiver echter Bruch sein wird, weil $\sin \vartheta_0 + c_1 > 0$ und $a_1 - m_2$ sich größer als $r_2 - \frac{m_2}{m_1} (1 + r_1)$ erweisen wird. Unter dieser Voraussetzung können wir die Bedingung der Stabilität in der Form schreiben:

$$(u_1 - u_2/p) m_1 + q - r/p > \frac{r_3 p}{u_2 + r/m_1},$$

während bei Instabilität die linke Seite kleiner ist als die rechte. Ist auch $q - r/p$ positiv, so wird, da $u_1 - u_2/p$ nicht viel kleiner als 1 und r_3 wenig von 2 verschieden ist, die Bedingung der Stabilität in der Regel schon durch

$$m_1 > \frac{2 p}{u_2 + r/m_1} \text{ und a fortiori durch } m_1 > \frac{2 p}{u_2}$$

herbeizuführen sein.¹⁾

Statt $m_1 > \frac{2 p}{u_2}$ können wir auch schreiben:

$$\frac{v_0^4 \mathfrak{M}_1}{\mathfrak{J} g^2} > \frac{2 p}{u_2} \text{ oder } \frac{4 h_0^2 \mathfrak{M}_1}{\mathfrak{J}} > \frac{2 p}{u_2}.$$

Diese Form erinnert an Lanchesters Stabilitätsbedingung, Bd. II, § 63, wenn sie auch keineswegs mit ihr identisch ist. Man könnte daran denken, sie durch die Lanchesterschen Modellversuche zu prüfen. Aber das wird ohne Wiederholung der Versuche nicht wohl möglich sein, weil aus Lanchesters Daten sich der Wert von \mathfrak{M}_1 nicht bestimmen läßt. Das Drehungsmoment

$$v^2 \mathfrak{M}(\alpha, 0)$$

dessen Differentialquotient nach α für $\alpha = 0$ den Wert $v^2 \mathfrak{M}_1$ liefert, ist keineswegs, wie Lanchester annimmt, nur von der Schwanzfläche und ihrem Abstand vom Schwerpunkt abhängig. Zu dem Drehungsmoment, das bei zunehmendem α die Schwanzfläche liefert, kommt ein entgegengesetztes Drehungsmoment, das dadurch entsteht, daß der Angriffspunkt der Luftreaktion auf die Hauptflächen nach vorne rückt. Seine Größe hängt von der Wölbung, von der Gestalt und von der Lage der tragenden Fläche zur Bewegungsrichtung des Schwerpunktes ab und läßt sich durch die Angaben bei Lanchester nicht ermitteln.

¹⁾ Es ist wohl zu beachten, daß $m_1 > \frac{2 p}{u_2}$ Stabilität nach

sich zieht; aber $m_1 < \frac{2 p}{u_2}$ nicht notwendig Instabilität bedingt. Der Grenzwert von m_1 , wo die Stabilität in Instabilität übergeht, ist durch die größte Wurzel der Gleichung $(u_1 - u_2/p) m_1 + q - r/p = \frac{r_3 p}{u_2 + r/m_1}$ gegeben. Um diese Gleichung aufzulösen, setzt man mit Vorteil zuerst auf der rechten Seite $m_1 = \infty$ und erhält damit eine Gleichung 1. Grades für m_1 . Dann setzt man diesen Näherungswert von m_1 rechts ein und ermittelt so einen zweiten Näherungswert usw. Der zweite Näherungswert wird in der Regel schon genau genug sein.

Über Längsstabilität der Drachenflugzeuge.

Von R. Knoller, Professor an der Technischen Hochschule Wien.
(Schluß.)

Die abnehmende Schwingung.

Nach diesen Ergebnissen wäre es naheliegend, auf die weitere Untersuchung zu verzichten, da bereits zweifellos feststeht, daß bei den üblichen, beinahe unvermeidlichen Dämpfungen das dynamische Gleichgewicht schon durch sehr kleine, wenn nur positive, statische Stabilitätsgrade gesichert ist. Es wird aber nicht überflüssig sein nachzu-

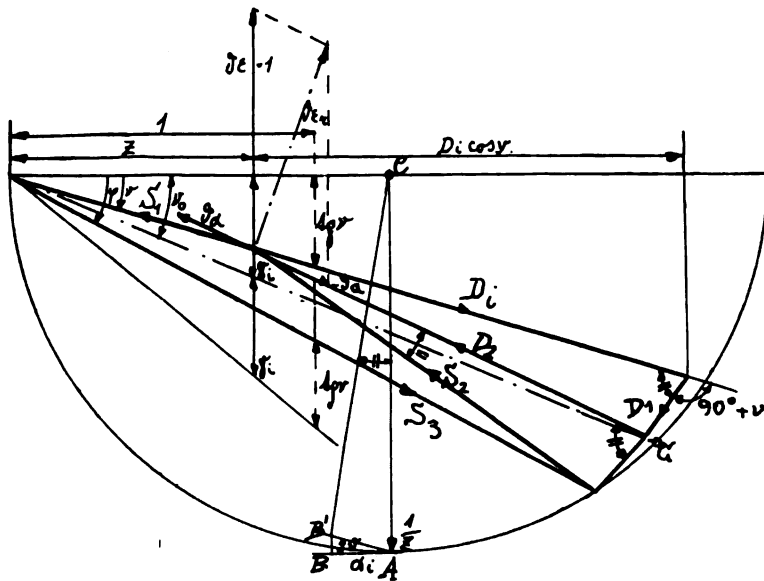


Fig. 13.

forschen, ob und wie weit Vergrößerungen der statischen Stabilität oder der Dämpfung wünschenswert und ausführbar sind.

Nach den früher gegebenen einfachen Regeln überblickt man leicht die Veränderungen, welche im Kräfteplan der drei Einzelbewegungen beim Übergange zur abnehmenden Schwingung auftreten. Sie betreffen bekanntlich nur die Strahlen, deren Größe die Schwingungszahl z enthält, von Kräften also nur die Fliehkräfte und die Dämpfungskraft, und bestehen in einer Vordrehung um den Winkel ν , bei gleichzeitiger Vergrößerung nach $\frac{1}{\cos \nu}$. Darnach

ist in Fig. 13, an der Hand der vorhergehenden, der Schwingungsplan entworfen. Verdreht wurden S_1 und D_1 , die also wieder in einer Geraden liegen, und je eine Komponente von S_2 und S_3 , wodurch sich die Neigung $\text{tg } \varphi$ von S_3 um $\text{tg } \nu$ vermindert, während die Neigung und das Verhältnis von D_2 zu S_2 durch den Linienzug $A B B' C$, worin $\overline{AB} = \alpha_i$, angegeben werden. Die Drehkraft D_1 ist proportional z^2 und daher zweimal zu verdrehen, oder um $90^\circ + \nu$ gegen D_i zu neigen. Dabei bestehen folgende Beziehungen:

$$\left. \begin{aligned} D_i \cos \nu &= \frac{q_i^2}{2 h r \alpha_i} \cdot z \\ D_1 \cos^2 \nu &= \frac{q^2}{2 h r} \cdot z^2 \\ D_2 \alpha_i \vartheta \varepsilon &= \vartheta \alpha \end{aligned} \right\} \quad \dots \quad (44)$$

Bei vorläufiger Annahme der Schwingungszahl z und des Maßes der Abnahme $\text{tg } \nu$ ergeben sich, etwa auf zeichnerischem Wege, die Strahlen D_1 und D_i , und daraus nach vorstehenden Gleichungen Bedingungen für die

statische Stabilität und für die Dämpfung, beide im Verhältnisse zum Trägheitsarm.

Man sieht dabei auch, daß das Dreieck $A B' C$, wenn man \overline{AC} im Verhältnisse α verändert, die Beziehungen zwischen D_i , D_2 und D_1 darstellt. Soll also insbesondere $q_i = q$ sein, was etwa als Normalfall der Dämpfung gelten kann, so müssen die zwei Kräfte dreiecke beiderseits von D_2 gleiche Winkel aufweisen, wie dies gezeichnet ist. Je kleiner α_i wird, desto mehr schrumpft der Schwingungsplan zusammen und würde für $\alpha_i = 0$ zur Geraden OG mit der Neigung $\text{tg } \nu_0 = \frac{\gamma_i}{z}$, die auch das Maß der Abnahme

angabe. Ausgehend von diesem Grenzfalle lassen sich für die wichtigen Stücke hinreichend genaue und einfache Näherungsausdrücke aufstellen. Das Maß der Schwingungsabnahme in der Zeiteinheit, also $z \text{ tg } \nu$, kann gesetzt werden:

$$z \text{ tg } \nu = \gamma_i - (1 + \alpha) \alpha_i \frac{S_i D_i}{(S_1 + D_i)^2}$$

Der Wert $D_i \cos \nu$, welcher nach Gl. (44) den Zusammenhang von q_i und z bestimmt, erleidet bei der Variation von α_i und α innerhalb der vorkommenden Grenzen nur geringe Änderungen. Die Schwingungszahl wird also fast ausschließlich bestimmt durch $2 h r \alpha_i$ (worin nach Gl. (39) neben dem statischen Stabilitätsarme nur mehr die Flächenbelastung vorkommt), geteilt durch die Dämpfung q_i^2 . Dieses maßgebende Verhältnis werde als die gedämpfte Stabilität τ bezeichnet. Unter Beachtung von $(z^2 + \gamma_i^2) \cos^2 \nu_0 = z^2$, und an Stelle von $\vartheta \varepsilon$ die resultierende Änderung $\vartheta \varepsilon_r$ einführend, welche also den Anstieg der gewellten Flugbahn vorstellt, erhält man für die abnehmende Schwingung die annähernden Beziehungen:

$$\left. \begin{aligned} \tau &= \frac{2 h r \alpha_i}{q_i^2} \approx \frac{4 \mathfrak{G}}{5 a} \cdot \frac{r}{q_i^2} \\ z \text{ tg } \nu &\approx \gamma_i - \alpha_i' \frac{2 \tau}{(1 + \tau)^2} \\ z^2 + \gamma_i^2 &\approx \frac{2 \tau}{1 + \tau} + \frac{1}{3} \alpha_i' \sqrt{1 + \tau} (2 \gamma_i - \alpha_i'' \sqrt{1 + \tau}) \\ \frac{\vartheta \varepsilon_r}{\vartheta \alpha} &\approx \frac{x}{\alpha_i} - 12 \gamma_i^2 \cdot \frac{0,3 (1 + 2x - \gamma_i) - \alpha_i}{(2x - \gamma_i) [3 - (2x - \gamma_i)]} \\ x &= \frac{\sqrt{z^2 + \gamma_i^2}}{2 - (z^2 + \gamma_i^2)} \end{aligned} \right\} \quad (45)$$

Wenn $\alpha \approx 1$ ist, also das Trägheitsmoment im Verhältnis zur Dämpfung normale Größe hat, so wird $\alpha''_i = \alpha'_i = \alpha_i$; sonst kann man setzen:

$$\alpha'_i = \frac{1}{2} \alpha_i (1 + \alpha), \quad \alpha''_i = \alpha'_i \left[1 + \frac{1}{4} \left(\frac{1 - \alpha}{1 + \alpha} \right)^2 \right]$$

Der Ausdruck für z wird dadurch nur in sehr extremen Fällen merklich berührt; in der Regel ist also der Einfluß von α zu vernachlässigen, und bei mäßigen Werten von γ_i auch jener von α_i , so daß dann nur mehr das erste Glied der rechten Seite erübrigt. Der resultierende Bahnanstieg $\vartheta \varepsilon_r$ wurde, wie in der Figur ersichtlich, durch Zusammensetzung der Anstiege $\vartheta \varepsilon$ und $-\vartheta \alpha$ der Bewegungen 1 und 2 erhalten. Dabei fällt $\vartheta \alpha$, die Änderung des Anstellwinkels, mit dem Strahle D_2 zusammen und ist demselben proportional; gegen $\vartheta \varepsilon_r$ bleibt sie im Mittel um ungefähr 90° zurück. Der Wert α fehlt im Ausdrucke für $\vartheta \alpha$, da sein Einfluß innerhalb ziemlich weiter Grenzen unbedeutend bleibt.

Die theoretische Grenze der Stabilität ist durch $z = 0$ bestimmt, wofür sich, wie erwartet, verschwindend kleine Werte von τ als hinreichend herausstellen. Man könnte versucht sein, solche oder doch kleine, leicht zu verwirklichende Stabilitätswerte als empfehlenswert zu betrachten, da, wie man sieht, sich damit das Maß der Abnahme $z \tan \nu$ dem Größtwerte γ_i nähert. Es darf aber nicht übersehen werden, daß neben der Abnahme auch die Größe des Anfangsausschlages unter einem bestimmten Impulse von Bedeutung ist. Verkleinerungen von τ und ϱ werden beispielsweise die Abnahme beschleunigen, aber einen größeren Anfangswert bedingen, wobei der Einfluß von τ bei langer, jener von ϱ bei kurzer Dauer des Impulses hervortreten wird. Man sieht ferner, daß $z \tan \nu$ seinen Kleinstwert erreicht, wenn man $\tau = 1$, also $z \approx 1$ setzt; derselbe beträgt bei $\alpha \approx 1$ und mittelgroßen Anstellwinkeln etwa $\gamma_i - 0.5 \gamma_i$, daher schlimmstenfalls, beim Gleitfluge, noch die Hälfte des Größtwertes, beim Motorfluge wesentlich mehr. Es kann also durch eine Vergrößerung von z keinesfalls die Stabilität selbst in Frage gestellt werden.

Die wirkliche Geschwindigkeit, mit welcher die verhältnismäßige Größe des augenblicklichen Aus-

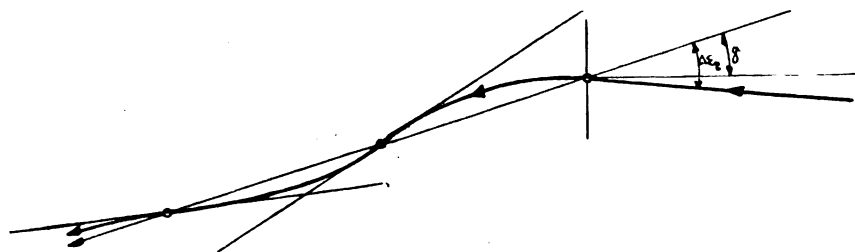


Fig. 14.

schlages unmittelbar nach dem Aufhören der Störung zurückgeht ist aber von $z \tan \nu$ nur in geringem Grade abhängig, während der maßgebende Einfluß von z ausgeht, und diesem direkt proportional ist. Je größer die Schwingungszahl, desto geringer wird daher die Dauer bedenklicher Ausschläge, und selbst das Maß des größten Ausschlages muß bei gleich starkem Impulse geringer ausfallen, insbesondere wenn derselbe von längerer Dauer oder ein wiederholter ist. Nur bei einem statisch instabilen Flugzeuge, bei welchem das Bestreben zum weiteren Anwachsen des Ausschlages besteht und durch einen gewollten Steuereingriff unschädlich gemacht werden muß, bedeutet die Langsamkeit der Schwingung als Zeitgewinn einen Vorteil. Beim stabilen Flugzeuge ist der Eingriff nicht notwendig, kann aber zur stärkeren Einschränkung des Gegen ausschlages zweckmäßig sein und ist zeitlich stets leicht ausführbar; denn selbst bei den größten erreichbaren Schwingungszahlen der Drachenflugzeuge sind halbe Wellenlängen von einigen hundert Metern die Regel. Diese Betrachtungen scheinen schließlich nach der Seite der raschen Schwingungen hinzuweisen; es muß aber zugegeben werden, daß sie keine festen Anhaltspunkte für die Aufstellung eines dynamischen Stabilitätsmaßes erkennen lassen.

Der Empfindung nach wird man erwarten, daß ein langsam schwingender Drache auch sonst »träge« sein und daher auf Steuereingriffe weniger gut und rasch ansprechen werde. Jede Stellungsverstellung oder jeder Wechsel in der Größe der Zugkraft erzeugt eine bestimmte Veränderung der mittleren Flugrichtung. Der Übergang erfolgt in abklingenden Wellen, die in nächster Verwandtschaft zu der untersuchten Bewegungsform stehen müssen. Die Weglänge, welche für eine gegebene Richtungsänderung nötig ist, wird der Wellenlänge und damit der Schwingungsdauer proportional sein, im Einklange mit der Erwartung. Besondere Aufmerksamkeit gebührt aber den dabei auf-

tretenden Änderungen des Anstellwinkels, deren verhältnismäßige Größe, wie schon Fig. 13 erkennen ließ, nicht mehr geringfügig ist. Die aufgestellten Beziehungen sind auch bei endlichen Ausschlägen mit genügender Annäherung verwendbar, solange keine wichtigen Veränderungen der Widerstandsgesetze auftreten, also etwa die Abweichungen der $A-W$ -Kurve des Drachen von der parabolischen Ersatzkurve verschwindend klein bleiben. In Wirklichkeit beginnen aber nach Überschreitung des Anstellwinkels kleinster Leistung die Störwiderstände außerordentlich rasch anzuwachsen. Die damit verknüpfte Bremsung des Fluges verstärkt die Bahnkrümmung, was eine neuerliche Zunahme des Anstellwinkels hervorruft. Dadurch ist der Zustand als ein labiler gekennzeichnet und ist besonders gefährlich, weil er sich nicht rechtzeitig durch sichtbare Aufdrehungen verrät.

Die ungünstigsten Bedingungen dürften dann zusammentreffen, wenn während des geradlinigen ansteigenden Fluges, der mit erhöhter Zugkraft und erhöhtem Anstellwinkel vor sich geht, die Zugkraft plötzlich auf Null sinkt, wodurch eine Ablenkung gleich dem Anstiege mehr dem Gleitwinkel verursacht wird. Die Gestalt der Bahn ist in Fig. 14 angedeutet. Als Beginn der Schwingung ist im Schwingungsplane der Augenblick zu betrachten, wo die Verdrehungsgeschwindigkeit, welche mit D_i zusammenfällt, verschwindet; ebenso wird der Größtwert von $\partial \alpha$ eintreten, wenn sein um $90^\circ + \nu$ voreilender Geschwindigkeitsstrahl in die Lage von D_i gelangt, also nach einem Phasen-

ablaufe $\varphi \approx \frac{\pi}{2} - \alpha \alpha_i - \nu$, wo $\alpha \alpha_i$ annähernd

der Voreilwinkel von $\partial \alpha$ gegenüber S_1 ist.

Damit und mit Gl. (45) kann der größte wirkliche Zuwachs $\Delta \alpha_r$ des Anstellwinkels berechnet werden. Dies ist nachstehend für eine Reihe von Werten der gedämpften Stabilität τ , und mit den Annahmen: $\alpha \approx 1$, $\gamma_i = \gamma = \frac{1}{8}$ und $\alpha_i = 0,20$ entsprechend $\alpha \approx 8^\circ$, geschehen; die letzte Zeile ist insbesondere unter Voraussetzung eines 30% betragenden Zugkraftüberschusses beim Aufwärtsfluge oder eines gesamten Ablenkungswinkels von $\Delta \epsilon_r \approx 12^\circ$, bestimmt worden.

$\tau =$	0,05	0,10	0,20	0,40	0,60	0,80
$Z =$	0,242	0,381	0,545	0,732	0,846	0,925
$\frac{l}{h} =$	50,2	32,9	23,0	17,2	14,9	13,6
$\chi =$	0,154	0,228	0,340	0,523	0,686	0,841
$\partial \epsilon_r =$	0,65	1,06	1,63	2,55	3,36	4,12
$\partial \alpha =$	0,612	0,350	0,204	0,116	0,086	0,073
$\varphi =$	0,97	1,16	1,26	1,31	1,32	1,31
$\epsilon - \varphi \tan \nu =$	0,551	0,667	0,773	0,859	0,893	0,909
$\partial \epsilon_r =$	1,19	1,59	2,12	2,96	3,76	4,54
$\partial \alpha_r =$	10,0°	7,6°	5,7°	4,0°	3,2°	2,6°

Obwohl die der Rechnung zu Grunde gelegten Annahmen durchaus keine übertriebenen sind, fallen die Abweichungen $\Delta \alpha_r$ bei kleinen Schwingungszahlen sehr groß aus. Da die äußerste Grenze der zulässigen Anstellwinkel kaum höher als bei 12° liegen dürfte, was $\Delta \alpha_r \lesssim 4^\circ$ bedingt, läßt sich erst mit den Werten der vierten Spalte selbsttätige Stabilität beim Übergange in den Gleitflug erwarten. Man kann aber auch von der Vorstellung ausgehen, daß die Zahlen der vorletzten Zeile die größten verhältnis-

mäßigen Änderungen der Flugrichtung angeben, welche durch einen einmaligen Eingriff bewirkt werden können. Bei feststehendem $\angle \alpha_r$ lassen sie sich daher als Maß der Steuerbarkeit auffassen; sie wachsen mit abnehmenden α_i und außerdem wird dabei die zulässige Größe von $\angle \alpha_r$ erhöht. Diese günstigen Wirkungen kommen aber nur bei gleichbleibender Flächenbelastung, also bei gleichzeitiger Vermehrung der Flugeschwindigkeit, voll zum Ausdruck. Bei gegebener Geschwindigkeit hingegen wird mit α_i auch τ verkleinert. Im übrigen ist die Verwendbarkeit großer Anstellwinkel eine notwendige Vorbedingung zur Erzielung mäßiger Aufflugeschwindigkeiten schneller Drachenflugzeuge.

Eine Verkleinerung von α , also des Trägheitsmomentes übt durch Beschleunigung des Abklings eine meist geringe Einwirkung im günstigen Sinne aus. Bei weitem überwiegend ist aber der Einfluß von τ , mit welchem Schwingungszahl und Steuerbarkeit stetig ansteigen. Es kann daher das Ergebnis der dynamischen Untersuchung in die Forderung nach einem möglichst großen Wert der gedämpften Stabilität zusammengefaßt werden.

Die gedämpfte Stabilität.

Nach Gl. (45) ist τ proportional der Flächenbelastung und dem Verhältnisse der statischen Stabilität zur Dämpfung. Es sind daher vor allem große Werte von τ bei geringen q_i anzustreben. Geometrisch ähnliche Flugzeuge haben nur dann gleiche Stabilitätseigenschaften, wenn ihre Flächenbelastung proportional der linearen Größe bleibt. Setzt man beispielsweise $\zeta \cong 8b$, was mittleren Belastungen und Größen entspricht, so findet man, daß die Forderung $\tau > 0.40$ erfüllt wird mit der Annahme:

$$\frac{b\tau}{q_i^2} > \frac{1}{8} \quad \dots \quad (46)$$

was als Maßstab der anzustrebenden Stabilitätswerte dienen kann.

Beim Drachenflugzeuge ist der resultierende Stabilitätsarm r_s bestimmt durch die Druckpunktskurven des mittleren Profils, etwa nach Fig. 3 für $w = 1/20$, und durch den Schwerpunktsabstand e_s , nach der Beziehung $r_s = e_s - e_i$; dabei ist e_s bedingt durch die Schränkung der gekoppelten Flächen, welche das ζ -fache der vollen Schränkung nach Gl. (23) bzw. (24) betragen soll. Für Anordnungen mit Schwanzflosse, wo $m > 3$, wird dann gemäß Gl. (25):

$$e_s = \frac{\zeta}{m} \cdot E.$$

Die Dämpfung folgt aus dem geometrischen Trägheitsmomente, bezogen auf den Massenschwerpunkt. Es wird:

$$q_i^2 = e_s^2 + \frac{m-1}{m^2} E^2$$

und damit:

$$\frac{r_s}{q_i^2} = \frac{m(\zeta E - m e_i)}{E^2(\zeta^2 + m - 1)} \quad \dots \quad (47)$$

Dieser Wert steigt innerhalb des durch $\zeta < 1$ bestimmten Bereiches stetig mit ζ an; man sieht aber auch, daß er bei gegebener Schränkung und Flossengröße mit dem Flächenabstand E nur bis zu einer gewissen Grenze wächst; diese ist:

$$E > \frac{2m}{\zeta} e_i \quad \dots \quad (48)$$

Offenbar ist es aber zweckmäßig, sich diesem Werte nur zu nähern, da schließlich der Gewinn geringfügig wird und den Mehraufwand an Gewicht und Widerstand nicht mehr aufwiegt. Bei kleinen Schwingungen wäre

dabei e_i für den Anstellwinkel der Gleichgewichtslage einzusetzen; bei großen Schwankungen dürfte es richtiger sein, die Grenze mit einem mittleren Werte zu berechnen, etwa mit $e_i = 0.25b$, entsprechend dem Bereiche zwischen $\alpha = 8^\circ$ und 12° . Es darf aber Gl. (47) nicht ohne weiters im anderen Sinne gelesen werden; bei gegebenem E und ζ wächst die Stabilität stetig mit der Flossengröße, allerdings in immer geringerem Ausmaße. In Wirklichkeit wird aber die Zunahme dadurch begrenzt, daß mit Rücksicht auf die sonstigen Flugeigenschaften eine Verminderung der Schränkung bei sehr großen Flossen geboten erscheint.

Eine untere Grenze für E ist bereits durch die einfache Stabilitätsforderung, bei Einsetzung des Größtwertes von e_i , welcher bei $\alpha \cong 8^\circ$ auftritt, gegeben; somit sollte gelten:

$$0,275 \frac{m}{\zeta} b < E < 0,50 \frac{m}{\zeta} b \quad \dots \quad (49)$$

Der darnach berechnete oder gewählte Abstand E muß aber außerdem, der ungestörten Stromentwicklung wegen, der Gl. (14) genügen. Im günstigsten Falle, wenn Flosse und Flügel gleiches Seitenverhältnis besitzen, führt dies annähernd zu:

$$E > 3b$$

Bei großen, stark geschränkten Flossen kann man dadurch gezwungen werden, den günstigsten Abstand zu überschreiten, wenn man nicht vorzieht, auf solche Größen und Schränkungen zu verzichten. Dieser Ausweg führt zu der Bedingung:

$$\zeta < \frac{1}{6} m$$

welche die volle Schränkung erst bei $m > 6$ gestattet, und vermutlich einen passenden Ausdruck für die früher aus anderen Gründen geforderte Verminderung von ζ bildet.

Der Größtwert der gedämpften Stabilität wird dann mit dem Abstände $E = 3b$ erzielt; dies gilt auch noch, wenn die eben aufgestellte Grenze der vollen Schränkung weiter hinausgeschoben oder aufgehoben wird. Eine Vermehrung von E ist nur bei kleinen Flossen und kleinen Schränkungen von Nutzen. Es wird aber fast stets zweckmäßiger sein, diese und nicht den Abstand zu vergrößern, da letztere Maßregel umständlicher und weniger wirksam ist. Es wird also $E = 3b$ die Regel bilden; damit erhält man:

$$\frac{b r_s}{q_i^2} = \frac{m(12\zeta - m)}{36(\zeta^2 + m - 1)} < \frac{1}{3} - \frac{m}{36} \quad \dots \quad (50)$$

wobei der letzte Ausdruck für $\zeta = 1$ gilt. Mit der größten Flossenfläche, die noch volle Schränkung gestattet, also mit $m = 6$, erhält man den größtmöglichen Wert:

$$\frac{b r_s}{q_i^2} < \frac{1}{6} \quad \dots \quad (51)$$

Zur Erreichung unseres Vergleichswertes $\frac{1}{8}$,

nach Gl. (46), genügen kleinere Flossen oder eine kleinere Schränkung, entweder $m = 7,5$ bei $\zeta = 1$ oder $\zeta = 0.86$ bei $m = 6$. Vergrößert man den Abstand auf $E = 4b$, so ist $m = 8$ bei $\zeta = 1$ ausreichend; verglichen mit der nicht unbedeutenden Verlängerung ist diese Ersparnis an Flossenfläche geringfügig und die Austeilung daher unzweckmäßig.

Es lassen sich also solche Werte der gedämpften Stabilität, welche eine genügende Steuerbarkeit verbürgen, mit mäßigen Flossengrößen und Abständen erzielen. Sie erfordern jedoch ausgesprochene Schränkungen. Größere Abstände sind nutzlos, ja sogar schädlich, und dasselbe gilt von großen Flossen, sobald sie eine schwächere Schränkung be-

dingen. Kleine Schränkungen ergeben ungenügende Steuerbarkeit und stellen selbst die ununterbrochene statische Stabilität bei allen Anstellwinkeln in Frage. Werden dabei bedeutende Flossengrößen und Abstände verwendet, so wird die Dämpfung eine sehr starke und erzeugt, indem sie die Schwingungen verlangsamt, eine scheinbare Stabilität.

Greift die Zugkraft außerhalb des Schwerpunktes an, so fällt dieser nicht mehr mit dem Druckpunkte zusammen, und jede Änderung der Zugkraft erzeugt ein Drehmoment, welches den Anstellwinkel beeinflusst. Liegt insbesondere die Zugrichtung oberhalb des Schwerpunktes, so bewirkt jedes Nachlassen der Zugkraft eine Vergrößerung des Anstellwinkels, wodurch die zugehörige Änderung der Bahnneigung kleiner ausfällt, die Schwankungen des Anstellwinkels aber zunehmen. Eine solche Anordnung wird also einerseits ausgleichend wirken und Steuereingriffe seltener notwendig machen, andererseits aber die Gefahr einer Überschreitung des größten zulässigen Anstellwinkels bei einem starken Abfall der Zugkraft noch erhöhen.

Folgerungen aus den letzten Überlandflügen mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundfluges.

Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Mit Tafel VIII.)

Nachdem der Deutsche Rundflug jetzt beendet und den großen Anstrengungen eine gewisse Ruhezeit gefolgt ist, beginnt für den Konstrukteur die wichtige Aufgabe, die gesammelten Erfahrungen zu sichten und für die Zukunft zu verwerten. Erst durch diesen weiteren Ausbau erhalten die Überlandflüge ihre große Bedeutung für die Entwicklung der Flugtechnik. Vorausschicken möchte ich, daß die Leistungen unserer Flieger und ihrer Apparate wohl die kühnsten Erwartungen auch derjenigen übertroffen haben, die mit dem Wesen des deutschen Flugmaschinenbaues vertraut sind; trotzdem — und das ist wohl das beste Zeichen dafür, daß wir uns auf dem rechten Weg befinden — haben Flieger, Konstrukteure und Organisatoren viel gelernt!

Ich möchte zunächst auf die technischen Verbesserungen des am Deutschen Rundflug beteiligten Materials sowie die Erfahrungen hiermit eingehen, um mich dann, weil für dieses Jahr die größeren Überlandflüge abgeschlossen sind, der Organisation auch im Hinblick auf die großen französischen Flüge zuzuwenden.

I. Technische Rückblicke.

Zum Flug hatten gemeldet:

Start-Nr.	Vor- und Zuname	Flugzeug Art	Motor Art	PS
1	Jeannin, Emil . . .	Aviatik-Zweidecker	Argus	100
		Aviatik-Eindecker	Argus	100
2	Büchner, Bruno . . .	Aviatik-Zweidecker	Argus	100
		Aviatik-Eindecker	Argus	100
3	Schauenburg, Theodor .	Wright-Zweidecker	N. A. G.	60
4	Thelen, Robert . . .	Ad Astra Wright-Zweid.	Gnome	50
5	Hanuschke, Bruno . .	Hanuschke-Eindecker	Gnome	50
6	Witterstätter, Wilhelm .	Euler-Zweidecker	Gnome	70
7	Lindpaintner, Otto Erik	Farman-Zweidecker	Gnome	70
		Sommer-Eindecker	Gnome	70
		Sommer-Zweidecker	Gnome	70
		Deperdussin-Eindecker	Gnome	50
8	Wiencziers, Eugen . .	Morane-Eindecker	Gnome	70
9	Vollmöller, Hans . .	Etrich-Rumpler-Eind.	Öster. Daimler	60
10	Schendel, Georg . . .	Dorner-Eindecker	Daimler	45
11	Dr. Wittenstein, Oskar .	Maurice Farman-Zweid.	Argus	100
		Wittenstein-Eindecker	Renault	60
12	Reichardt, Otto . . .	Euler-Zweidecker	Gnome	70
13	Dr. Hoos, Joseph . . .	Aeroplanfabrik Ulrich, Holzwinden, Eindecker	Öster. Daimler	70

Start-Nr.	Vor- und Zuname	Flugzeug Art	Motor Art	PS
14	Krastel, Hans Raimar .	Krastel-Eindecker	Gnome	100
15	Otto, Gustav	Otto-Zweidecker	Argus	100
16	Müller, Karl	Sächs. Flugzeugw.-Zweidecker	—	—
17	Oelerich, Heinrich . .	Sächs. Flugzeugw.-Zweidecker	—	—
18	Laitsch, Felix	Albatros-Zweidecker	Gnome	70
19	König, Benno	Albatros-Zweidecker	Gnome	70
20	v. Gorrissen, Ellery .	Deutschland-Zweideck. Euler Zweidecker Häfelin-Eindecker Farman-Zweidecker	Argus E. N. V. Argus Gnome	50 50 100 50
21	Jahnow, Reinhold . .	Harlan-Eindecker	—	—
22	Lange, Paul	Etrich-Eindecker	Öster. Daimler	65
23	Schmidt, Erich	Aviatik	Argus	60
24	Jaekel, Kurt	Jaekel-Eindecker	Oerlikon	30
25	Suvelack, Joseph . . .	Deutsche Flugmasch.-Bau-Ges.	Argus	60

Von diesen starteten zur ersten Etappe 11, es langte jedoch nur einer, und zwar Lindpaintner, ohne Zwischenlandung in Magdeburg an. Diesem verhältnismäßig ungünstigen Anfang schlossen sich die folgenden Etappen aber nicht an, im Gegenteil wurden die Leistungen der Flieger und ihrer Apparate trotz des vielfach ungünstigen Wetters von Flug zu Flug besser; fünf Flieger kamen noch, wenn auch mit Verspätung und mit vielen Zwischenlandungen am ersten Etappenort an, so daß am nächsten Tag sechs Apparate an den Start gebracht wurden, von denen fünf vorschriftsmäßig das Ziel erreichten, während ein Flieger wegen Verfliegens den Bewerb aufgab. Am nächsten Morgen starteten wieder alle fünf, die auch sämtlich ihre Apparate durchs Ziel steuern; in Hamburg hat sich ihre Zahl sogar auf acht erhöht, die ebenfalls glatt ihr Ziel erreichen. Nach Beendigung der Kieler Woche melden sich morgens neun Flieger zum Start, von denen sieben ihr Flugzeug durchs Ziel bringen, um hierauf geschlossen am nächsten Tag weiter zu fliegen. Jetzt kommen jedoch nur fünf von ihnen vorschriftsmäßig in Hannover an, während zwei unterwegs aufgeben müssen. Noch schlimmer machen sich die Wetterunbilden am nächsten Tag bemerkbar, so daß von sechs gestarteten Apparaten nur zwei ans Ziel kommen; den Höhepunkt erreicht jedoch das schlechte Wetter auf diesem Rundflug am nächsten Tag und nur einem Flieger (Vollmöller) gelingt es, auf dem Luftwege, allerdings auch mit Verspätung, Köln zu erreichen. Kaum wird das Wetter, das soeben der Oberleitung noch einen Ruhetag in Köln abgetrotzt hat, etwas besser oder vielmehr etwas weniger schlecht, so steigen auch die Flugleistungen bedeutend; sämtliche vier gestarteten Flugzeuge werden von ihren Führern durchs Ziel gesteuert. Den nächsten Etappenort Kassel erreichen wieder sämtliche fünf abgeflogenen Apparate; nach Nordhausen kommen von sechs Fliegern fünf, wenn auch teils mit Verspätung; den Überharzflug erledigen von acht Fliegern sechs vorschriftsmäßig und die Schlußetappe bis Berlin können immer noch drei Maschinen glatt bestreiten. Das sind mit kurzen Worten die Leistungen der Bewerber; obenstehende Tabelle gibt noch einen guten Überblick über die Ergebnisse der acht ersten Flieger auf den einzelnen Etappen.

Die Tabelle gestattet einen Überblick über die Leistungen der ersten acht Flieger auf den einzelnen Etappen. Die Zahlen geben die Kilometer an, die bei einem Streckenflug für die Bewertung um den »B.-Z.-Preis der Lufte« in Anrechnung gebracht wurden. Die in Klammern gesetzten Kilometer geben Flugleistungen ohne Passagier an, die übrigen Kilometerzahlen die Flüge mit Passagier, die um ein Viertel höher bewertet werden. Die Sterne bedeuten, daß der Flieger auf der betreffenden Strecke aufgab, die Striche, daß er auf einen Start verzichtete, wobei lediglich formelle Starts unberücksichtigt blieben.

Die Etappen sind: 1. Berlin—Magdeburg, 2. Magdeburg—Schwerin, 3. Schwerin—Hamburg, 4. Hamburg—Kiel, 5. Kiel—Lüneburg, 6. Lüneburg—Hannover, 7. Hannover—Münster,

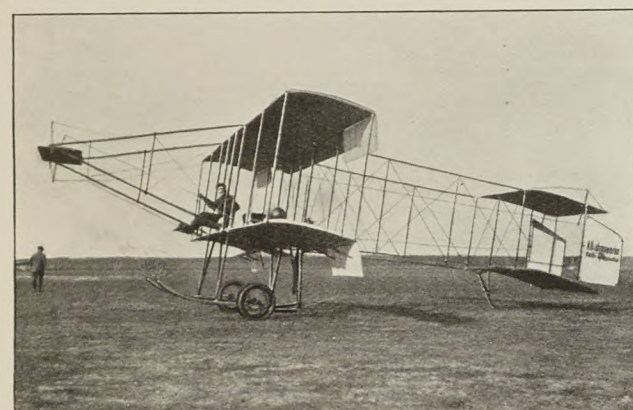


Fig. 1.

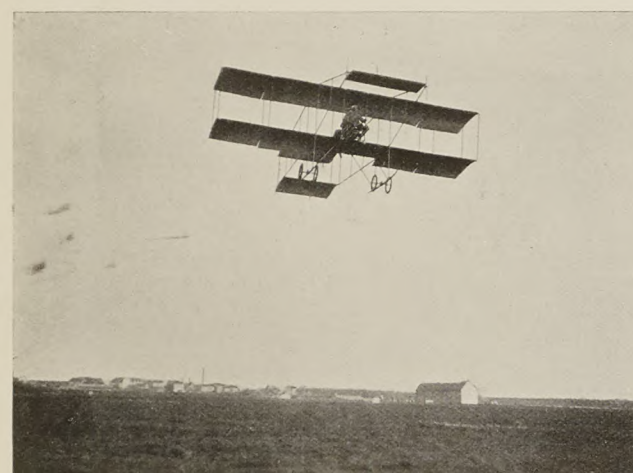


Fig. 2.

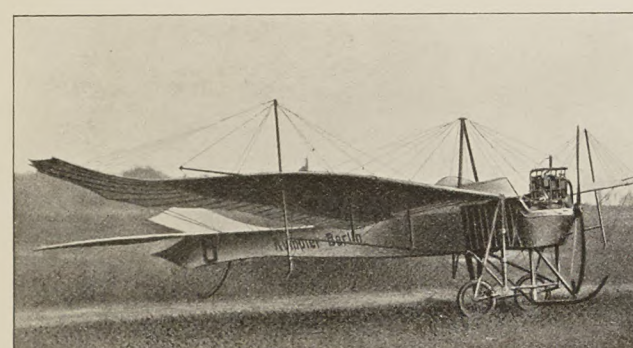


Fig. 3.

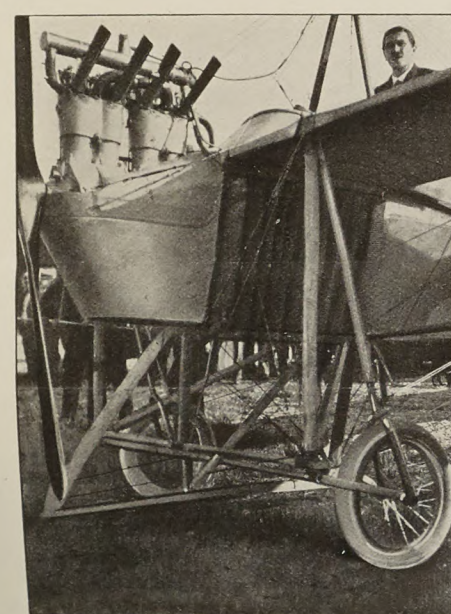


Fig. 4.

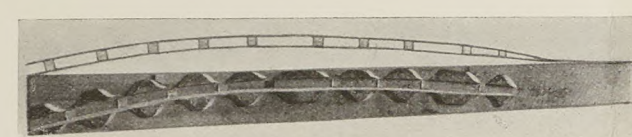


Fig. 5.

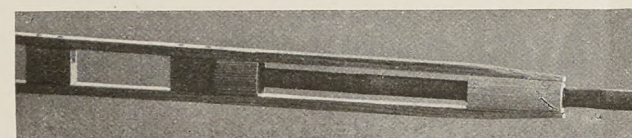


Fig. 6.



Fig. 7.

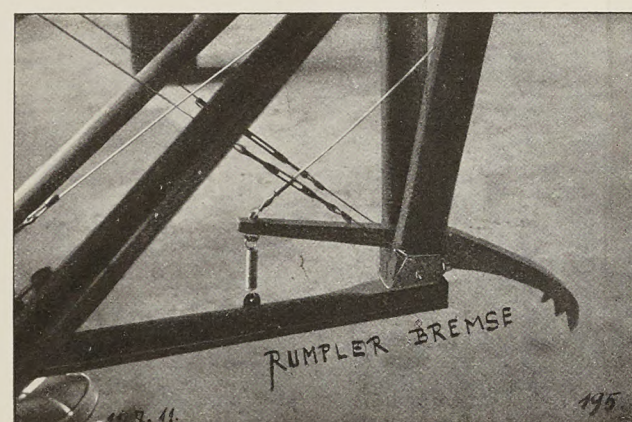


Fig. 8.



Fig. 9.



Fig. 10.

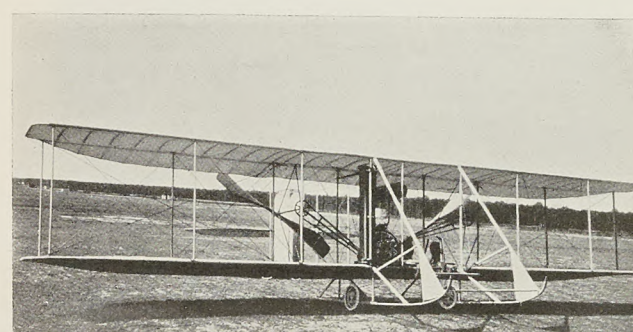


Fig. 11.

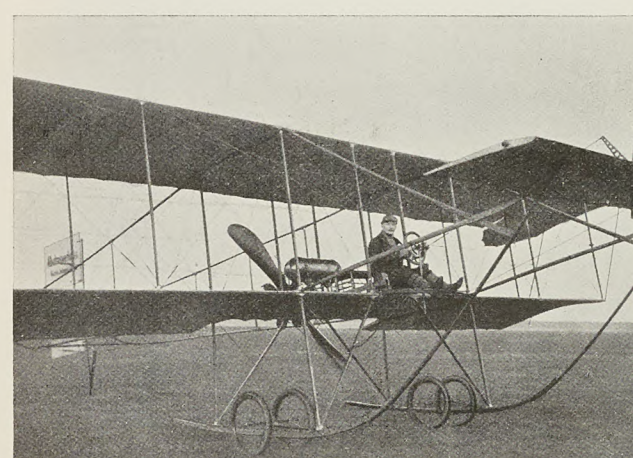


Fig. 12.

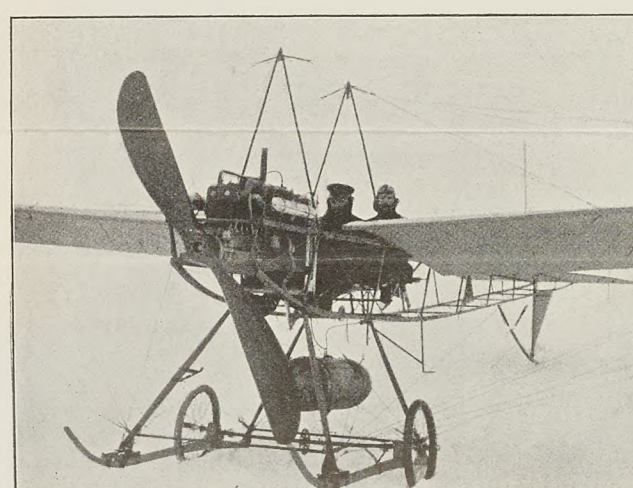


Fig. 13.

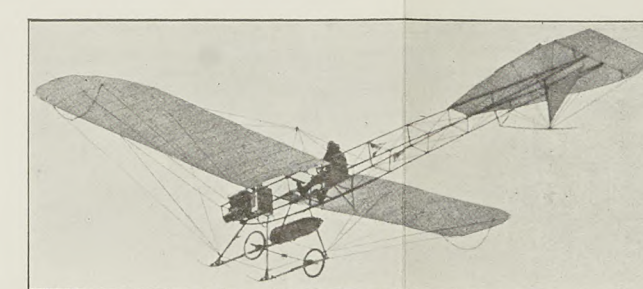


Fig. 14.

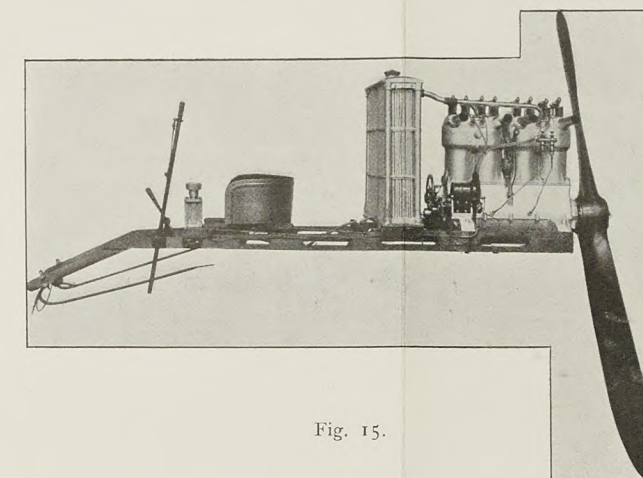


Fig. 15.

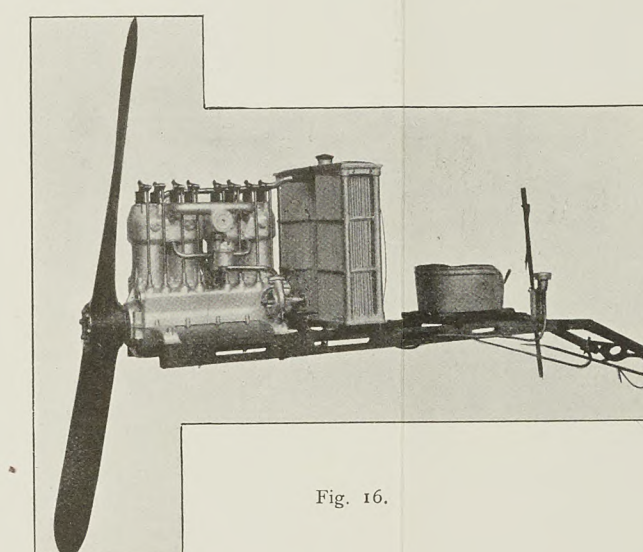


Fig. 16.

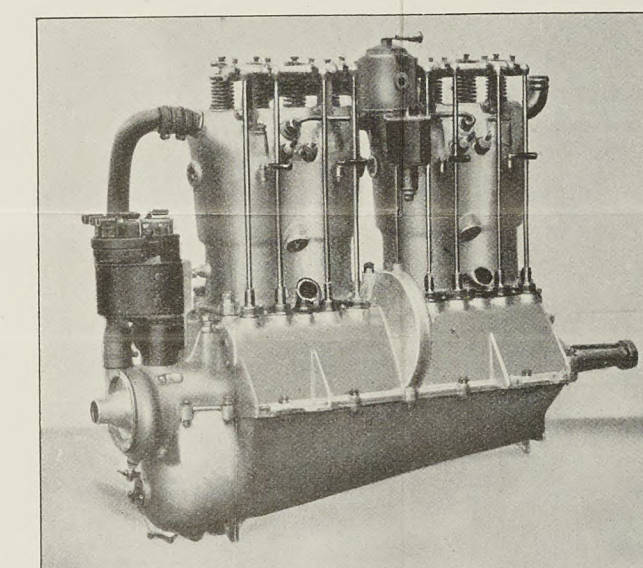


Fig. 17.

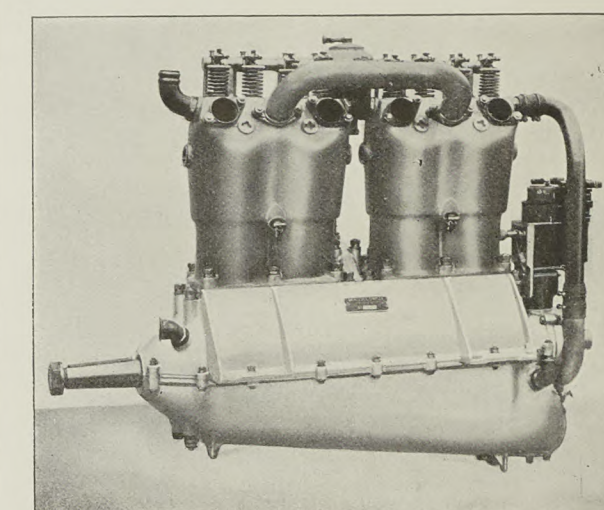


Fig. 18.

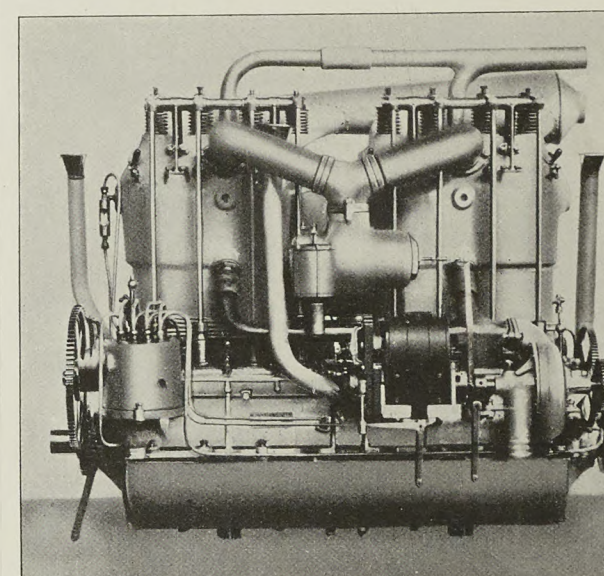


Fig. 19.

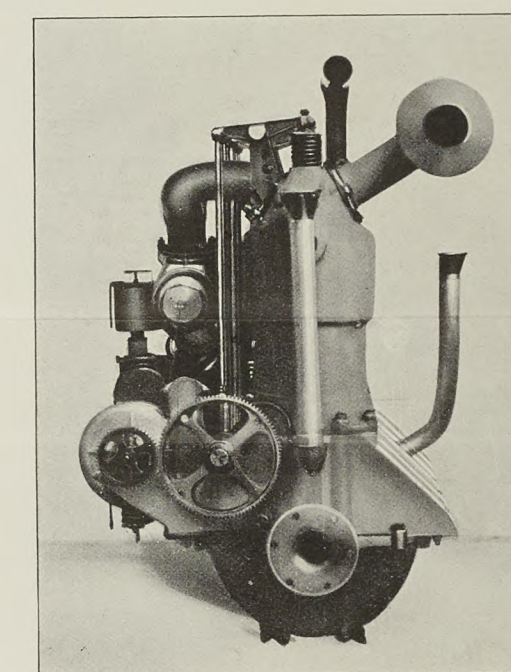


Fig. 20.

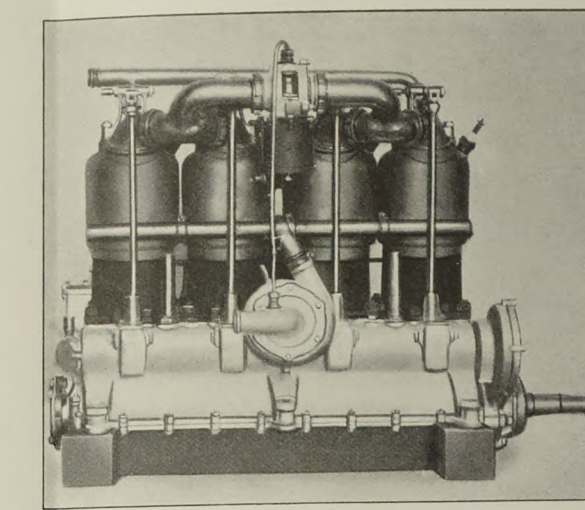


Fig. 21.

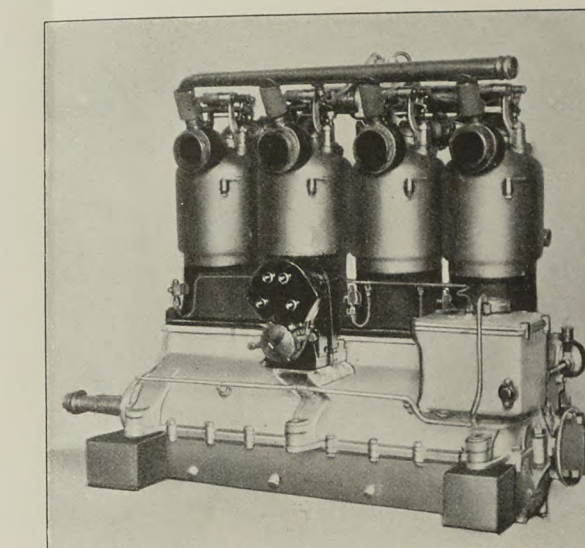


Fig. 22.

- Fig. 1 u. 2. Albatros-Zweidecker von Benno König.
 Fig. 3 u. 4. Etrich - Rumpler - Eindecker von Vollmöller.
 Fig. 5—7. Herstellung der Tragrippen des Etrich-Rumpler-Eindeckers.
 Fig. 8. Bremse des Etrich-Rumpler-Eindeckers.
 Fig. 9. Original Etrich-Eindecker von Lange.
 Fig. 10 u. 11. Deutscher Wright-Zweidecker von Schauenburg.
 Fig. 12. Albatros - Zweidecker von Laitsch.
 Fig. 13 u. 14. Harlan-Eindecker von Jahnnow.
 Fig. 15 u. 16. Einbau des Argus-Motors in die Aviatik- und Albatros-Zweidecker.
 Fig. 17 u. 18. Neuer 70 PS-Daimler-Mercedes-Flugmotor.
 Fig. 19 u. 20. Alter Daimler - Mercedes-Flugmotor.
 Fig. 21 u. 22. 65/70 PS österreichischer Daimler-Flugmotor.

Die Flugergebnisse auf den einzelnen Tagesstrecken.

Flieger	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII	XIII	Summe
Benno König	178,75	220,00	156,25	103,75	183,75	155,00	•	—	172,50	191,25	127,50	140,00	253,75	1882,50 km
Karl Vollmöller . . .	178,75	—	—	—	183,75	155,00	225,00	210,00	172,50	191,25	127,50	140,00	253,75	1837,50 „
Bruno Büchner . . .	178,75	220,00	156,25	103,75	183,75	•	—	—	—	—	127,50	140,00	253,75	1363,75 „
O. Lindpaintner . . .	178,75	220,00	156,25	103,75	183,75	155,00	225,00	•	—	—	—	—	—	1222,50 „
Dr. Wittenstein . . .	(143)	220,00	—	103,75	183,75	•	—	—	(138)	(153)	—	—	—	941,50 „
Eug. Wiencziers . . .	—	(176)	(125)	(83)	•	—	—	—	—	(153)	(102)	(112)	•	751,00 „
Schauenburg	(143)	—	—	103,75	183,75	155,00	•	—	—	—	•	—	•	585,50 „
Robert Thelen	(143)	—	—	(83)	(147)	(124)	•	—	—	—	—	—	—	497,00 „

8. Münster—Köln, 9. Köln—Dortmund, 10. Dortmund—Kassel, 11. Kassel—Nordhausen, 12. Nordhausen—Halberstadt, 13. Halberstadt—Berlin.

Der Rundflug selbst ist ja in seinen einzelnen Stadien durch die Tagespresse genügend besprochen worden, so daß ich mich hier stets auf die irgendwie charakteristischen Vorfälle beschränken kann. Auch bei den einzelnen teilnehmenden Apparaten sollen nur die weniger bekannten Details hervorgehoben werden, da es sich in der Regel um bekannte Bauformen handelt. Betreffs mehrerer Flugzeuge verweise ich auf meinen Aufsatz über den deutschen Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein (Heft 12, S. 156 ff.); mit Rücksicht auf die dort gebrachte Zusammenstellung konnte auch hier auf eine Tabelle verzichtet werden.

Benno König benutzte für den Rundflug einen normalen Albatros-Zweidecker der Luftverkehrs-Gesellschaft, der bei 10,5 m Spannweite fast 44 qm Tragfläche besitzt und eine Länge von 11 m hat (Fig. 1 und 2, Tafel VIII); bei 275 kg Apparatgewicht und 85 kg für den 70 PS Gnomemotor kann die Maschine etwa 300 kg Nutzlast in die Lüfte heben, einschließlich der Betriebsstoffe für den Motor, die pro Stunde 28 l Benzin und 1 l Öl ausmachen. Der Apparat zeichnet sich besonders durch seine solide Bauart sowie durch die erprobte Durchführung des Anlaufgestells aus; ich erinnere nur daran, daß bei dem Fehlstart von Winziers dessen Morane-Eindecker direkt in die Albatrosmaschine hineinfuhr, ohne jedoch wesentliche Beschädigungen herbeizuführen; der ganze Schaden am unteren Tragflügel wurde in wenigen Stunden ausgebessert. Über das Anlaufgestell läßt sich natürlich nicht mit absoluter Sicherheit urteilen, weil die Maschine von König, dem anerkannt tüchtigsten Ausfühler jeder Landung gesteuert wurde. Der Führersitz ist auf einer leichten Holzbrücke soweit nach vorn ausgebaut, daß der hinter dem Führer erhöht angebrachte Passagiersitz ungefähr mit dem vorderen Rand der Tragfläche abschneidet, so daß auch dem Passagier einigermaßen gute Übersicht geboten wird.

Die letzten Konstruktionen der Etrich-Rumpler-Taube, wie sie Vollmöller für den Wettbewerb benutzte (Fig. 3 u. 4, Tafel VIII), erhalten im Verhältnis zur Spannweite einen immer mehr gedrunkenen Bau, dem sich die breite Schwanzfläche angliedert; dies ist besonders auffällig, da bisher die Eindecker stets einen langen schlanken Rumpf (ähnlich der Libelle) erhielten. Dieser Rumpf ist hauptsächlich aus Holzstreben zusammengesetzt, und zwar hinten mit dreieckigem Profil, vorn wegen der bequemer Anordnung der Sitze und des Motors mit trapezförmigem Querschnitt. Als Eckverbindungen dienen Stahlbleche, an denen gleichzeitig die Spanndrähte angreifen, die ein Werfen des leicht gebauten Gestells glücklich vermeiden. Die Tragrippen werden in äußerst leichter Konstruktion hergestellt: nämlich aus dünnen Furnieren, denen Holzzwischenlagen die jeweilige Stärke verleihen. Die Fig. 5—7, Tafel VIII, zeigen den Werdegang einer solchen Rippe; zunächst wird aus Holzklötzen auf einem Brett die Schablone gefertigt, in die dann die Rippe eingepaßt werden muß und in der sie bis zum vollständigen Trocknen des Leims verbleibt; hierauf wird in das letzte Ende mittels Fassonklötze ein Stück Bambus eingefügt und endlich dieser ganze Teil mit fester Leinwand umwickelt. Durch diese sinnreiche Verbindung von Holz und Bambus, speziell aber durch geschickte Ausnutzung der Nachgiebigkeit läßt sich technisch ausgezeichnet eine Nach-

ahmung der Vogelflügel erzielen. Die Tragflügel sitzen nicht unmittelbar am Gestell, sondern dieses hat beiderseits einen kurzen Flügellansatz, gegen den der eigentliche Flügel geschraubt und dann durch Spanndrähte versteift wird. Dadurch ist eine leichtere Demontage gewährleistet. Eine besondere Verstärkung erfahren die Flügel noch durch einen etwa 700 mm unterhalb angeordneten verspannten Träger. In besonders hübscher Weise ist bei diesem Flugzeug die Steuerung durchgeführt, die lediglich durch Verbiegen der elastischen Flächen geschieht (siehe den vorerwähnten Aufsatz). Ich möchte hier nur besonders hervorheben, daß die Höhensteuerung durch Verschieben des Handrades in der Flugrichtung erfolgt, die Quersteuerung aber durch Drehen an diesem Rade, während die Seitensteuerung durch Fußhebel betätigt wird. Dieser Fußhebel kann gleichzeitig eine Seitensteuerung der Anlaufräder einleiten, wodurch das Flugzeug sowohl beim Auslauf als auch beim Fahren mit Motorkraft über den Boden lenkbar vom Führersitz aus wird, weil sich auch die Gleitkufen unter den Flügelen in Fahrtrichtung einstellen können. Durch die stets bestehende Aufbiegung der Tragflächenenden besitzt der Apparat eine hohe automatische Stabilität, so daß die Steuerung verhältnismäßig mühelos zu handhaben ist. Das trägt natürlich dazu bei, den Führer zu schonen und ihn frisch zu erhalten; so war denn auch Vollmöller in der Lage, außer den Etappenflügen fast sämtliche Schauflüge mit zu bestreiten. Zur Begrenzung des Auslaufs ist das Gestell, und zwar die nach rückwärts verlängerte Mittelkufe mit einem Bremsdorn versehen (Fig. 8, Tafel VIII), dessen Konstruktion nach Art der Bobsleighbremse aus der Figur ersichtlich ist. Die Anordnung ist so zweckmäßig und einfach, dabei aber so zuverlässig, daß sie allgemein eingeführt werden sollte. Wenn es sich auch bei dieser Flugzeugbauart um eine ursprünglich ausländische Maschine handelt, so zeigt ein Vergleich mit der von Lange benutzten Originalmaschine (Fig. 9, Tafel VIII) mit dem hier beschriebenen deutschen Apparat recht deutlich die vielfachen Verbesserungen, so daß man füglich von einer Neukonstruktion sprechen kann. Ich möchte nur auf die Anordnung des Motors, des Kühlers, der Schau- und Einsteigfenster, die Abänderung der Flügelen, des Anlaufgestells usw. hinweisen. Trotz der etwas schweren Bauart (bei 14,3 m Spannweite, 10,4 m Länge, 32,5 qm Tragfläche und 500 kg Gewicht) ergibt die Maschine eine recht hohe Eigengeschwindigkeit; einwandfrei läßt sich diese ja auf großen Flügen nicht berechnen, aber auf der letzten Etappe war ein hinreichend genauer Vergleich möglich: König startete von seinem letzten Landungsplatz — Treuenbrietzen — und flog direkt nach Johannisthal, Vollmöller passierte Treuenbrietzen etwa 15 Minuten später und kam fast gleichzeitig mit König auf dem Flugplatz an; die Entfernung betrug 56 km. Vollmöller hat, nachdem er infolge Kurbelwellenbruchs seinen ersten Motor auswechseln mußte, einschließlich der Kieler Woche den Rundflug mit gleichem Motor und Flugzeug bestritten.¹⁾

Der von Büchner gesteuerte Aviatik-Apparat weicht im wesentlichen nicht von der bekannten Konstruktion ab; bei 42 qm Tragfläche ist der obere Flügel 16, der untere 12 m lang, die gesamte Länge des Flugzeugs von Vorderkante Höhensteuer bis Hinterkante Schwanz beträgt 14,5 m. Die Zelle ist ebenfalls während des ganzen Fluges nicht repariert

¹⁾ Die Motoren werden weiter unten gemeinsam behandelt.

worden, auch bei dem schweren Unfall in Lüneburg, als sich bei der Landung die Räder so tief in den aufgeweichten Boden gruben, daß die lebendige Kraft des Flugzeugs dieses vollständig vornüber kippten, wurde nur das Gestell und das Höhensteuer völlig zerbrochen, die Zelle blieb jedoch unversehrt. Die Eigengeschwindigkeit der Maschine ist recht günstig, denn beim Überharzflug konnte Büchner mit 36 Minuten gegen Vollmöller mit 44 und Laitsch mit 48 Minuten Halberstadt erreichen.

Eine eigenartige Konstruktion tritt uns in Lindpaintners Henri-Farman-Zweidecker entgegen, der durch seine kurze gedrungene Bauart auffällt; mißt er doch bei 11 m Breite nur 7 m Länge. Dies ist durch den Fortfall des vorderen Höhensteuers erreicht. Das Verlegen des Höhensteuers nach hinten hat den Vorteil, daß der Luftstrom zu heftiges Betätigen desselben von selbst verhindert, so daß ein Aufbäumen der Maschine, wie es beim vorderen Höhensteuer leicht möglich ist, hier nicht vorkommen kann; allerdings hat der Führer seinen Apparat auch nicht so in der Hand, weshalb trotz offenkundiger Nachteile das alleinige Vordersteuer den anderen Konstruktionen noch häufig vorgezogen wird.

Wittenstein benutzte für den Rundflug einen normalen Maurice-Farman-Zweidecker, dessen Konstruktion genügend bekannt ist. Die Maschine zeichnete sich durch sehr hübschen Kurvenflug aus, wie ihn die andern Zweidecker nicht erreichten. Für eine schnelle Demontage war sie jedoch nicht eingerichtet und dies machte sich bei dem Unfall vor Hannover recht unangenehm bemerkbar. Es mußte eine Notlandung auf einer Wiese gemacht werden, beim Anlauf kam der Motor mit dem soeben neu eingebauten Propeller nicht auf die hinreichende Tourenzahl, infolgedessen hob sich der Apparat nicht genügend vom Boden und stürzte in die Ilmenau. Das Flugzeug stand nur bis an das untere Tragdeck im Wasser, so daß es ohne weiteres noch flugfähig gewesen wäre. Wegen des sumpfigen Bodens war es aber nicht möglich, das Flugzeug unzertrennt aus dem Fluß zu holen und dieses Demontieren dauerte nun so lange und war so umständlich, daß alles gründlich naß und unbrauchbar wurde.

Da nach den Bestimmungen des Rundfluges ausländische Flugmaschinen durchaus konkurrenzfähig waren, hatte die Luftverkehrsgesellschaft im letzten Augenblick noch einige der schnellen Morane-Eindecker angeschafft, um auch diese schnellen Apparate im Wettbewerb kennen zu lernen; ihre Führung erfordert natürlich bedeutende Kenntnisse und so übernahm denn Wiencziers die Steuerung des einen Morane-Flugzeuges. Der außerordentlich zierliche Apparat (bei 12 m Breite nur 8 m Länge und kaum 2,5 m Höhe) ist mit einem 70 PS-Gnomemotor ausgerüstet, der ihm natürlich eine große Geschwindigkeit erteilt, aber auch ein Landen mit dieser erheblichen Geschwindigkeit verlangt und das wurde sein Schicksal! Die erste Maschine zeigte diesen Mangel noch in vergrößertem Maßstab, sie stieg nach wenigen Metern Anlauf auf, überholte mit ihrer märchenhaften Geschwindigkeit sämtliche Apparate, aber es gelang Wiencziers dann trotz der geschicktesten Steuermanöver nicht, eine glatte Landung herbeizuführen; die Maschine stellte sich auf den Kopf und brachte ihren Piloten in große Gefahr. Nicht viel besser ging es ihm mit dem zweiten Apparat in Lübeck; in schönem Fluge kam er in etwa 600 m Höhe an und wollte in einer Kurve die vorschrittsmäßige Landungsstelle erreichen. Diese Kurve mißlang jedoch, die Maschine setzte mit einem Flügel hart auf den Boden auf und das Gewicht des überstarken Motors brach den Flügel direkt an der Basis ab, der Apparat kippte vollständig um, worauf natürlich Motor und Propeller stark beschädigt wurden und der Führer, der sich an seinen Sitz angeschnallt hatte, erst durch herbeieilende Personen befreit werden konnte. An sich ist die Maschine recht hübsch konstruiert; der Motor ist nach oben mit einer Haube bedeckt, das Seitensteuer hat etwas zu große Abmessungen und ist über dem Schwanz angeordnet, während sich die gleichzeitig als Höhensteuer und zur Erhaltung der Seitenstabilität dienenden Hilfsflächen dem Schwanz beiderseits angliedern. Der hintere Teil des Rumpfes ist nicht mit Stoff bespannt, was ich für nicht richtig halte, weil der dadurch hervorgerufene Luftwiderstand die Gewichtsersparnis in keiner Weise rechtfertigt.

Schauenburg, der für von Moßner eingetreten war, steuerte einen modernen deutschen Wrightapparat (Fig. 10 und 11, Tafel VIII) mit hinten angebrachtem doppelten Seitensteuer und dahinter liegendem einfachen Höhensteuer; das vordere spitze Gestell trägt lediglich die kleinen vertikalen Richtflächen, welche die Wirkung des Seitensteuers als Vertikalfläche glücklich ausgleichen. Da sie die Aussicht des Führers in keiner Weise behindern, müssen sie als recht gut bezeichnet werden.

Thelen führte den von ihm abgeänderten Wrightapparat der Ad-Astra-Gesellschaft dieses Mal mit etwas besserem Erfolg. Die Maschine ist im erwähnten Aufsatz näher betrachtet, ich möchte nur hinzufügen, daß sie beim Rundflug mit einem 50 PS-Gnomemotor ausgestattet war.

Wenn ich dann noch kurz auf die übrigen am Rundflug oder an einigen Etappen beteiligten Maschinen eingehe, so möchte ich in erster Linie auf den neuen Eulerapparat, der von Reichardt gesteuert wurde, hinweisen. Es handelt sich hier um die neue Bauart »Großherzog«, die besonders für große Geschwindigkeit gefertigt ist, weshalb sie auch bei kaum 16 qm Tragfläche durch einen 70 PS-Gnomemotor angetrieben wird. Im übrigen zeigt sie die bekannte Eulersche Bauart mit vorn liegendem geteilten Höhensteuer, das aber auch mit der oberen Schwanzfläche gekuppelt wird, während die Lagerung des Höhensteuers durch feste Streben mit dem Anfahrgerüst verbunden ist. Auch bei diesem Apparat zeigte sich die Erreichung großer Geschwindigkeit, die natürlich für den eigentlichen Flug durchaus erstrebenswert ist, auf Grund kleinbemessener Tragflächen als ein schwerwiegender Nachteil, denn besonders die letzte Landung vor Magdeburg war so hart, daß das Anfahrgerüst und ein Teil der Tragflügel erheblich beschädigt wurden. Als ein Vorteil der Konstruktion muß aber um so mehr hervorgehoben werden, daß Motor und Führersitz nicht nur gar keinen Schaden litten, sondern auch auf der eigenen Fundamentbrücke trotz heftigsten Aufpralls am alten Platz blieben. Gerade diese Tatsache muß dem Führer ein Gefühl der Sicherheit geben, wenn er weiß, daß auch bei schwerster Landung keine Gefahr besteht, vom Motor erdrückt zu werden.

Laitsch verwendete wie König einen normalen Albatroszweidecker (Fig. 12, Tafel VIII) für seine Flüge; jedoch waren bei diesem Apparat die Landungskufen noch bis zum Befestigungspunkt des Höhensteuers fortgeführt, wodurch bei steilen Landungen eine größere Nachgiebigkeit derselben erzielt wurde. Auch seine Steuereinrichtung hatte Laitsch etwas abgeändert, indem am oberen Ende des Hebels für das Höhensteuer ein Handrad zur Betätigung der Hilfsflächen für die Querstabilität angebracht war.

Einer anderen deutschen Konstruktion, die nur noch ganz wenige Anlehnungen an den Antoinetteapparat aufweist, nämlich dem Harlan-Eindecker, war es infolge eines Unglücks nicht möglich, sich längere Zeit am Flug zu beteiligen und doch handelt es sich um eine recht vielversprechende Bauart. Allerdings scheint auch hier wieder die notwendige Fluggeschwindigkeit zu groß bemessen zu sein, was für einen Überlandflug mit seinen vielen teils ungünstigen Landungen fast nur Nachteile mit sich bringt, da der geringe Gewinn an Flugzeit kaum in Frage kommt. Die Konstruktion selbst geht aus den Fig. 13 u. 14, Tafel VIII, hervor. Die vom Rumpf zur Kufe führende Strebe ist mit dieser erst durch Zwischenschaltung einer großen Blattfeder verbunden, wodurch sich eine gute Federung ergibt. Die Steuerung ist nach einem originellen Prinzip durchgeführt; der Führer soll die richtigen Funktionen gewissermaßen mechanisch auslösen, wie sie ihm durch die Veränderung seines Sitzes vorgeschrieben werden. Die Seitensteuerung geschieht durch ein Handrad, wie vom Auto her gewohnt; neigt sich aber der Apparat z. B. rechts seitlich, so daß die Verwindung in Kraft treten müßte, so übt der Führer unwillkürlich mit dem rechten Bein einen Druck nach unten aus, der dann auch die richtige Verwindung einleitet. Ebenso beim Höhensteuer; bäumt sich die Maschine vorn auf, so legt der Führer den Körper vorn ein, gegen das Handrad und bringt so durch das Höhensteuer den Apparat wieder in die Normallage. Besonders hervorzuheben ist, daß alle schweren Teile vor den Insassen angebracht sind, damit bei einem Sturz diese nicht erdrückt werden. Dies hat sich

denn auch bei dem schweren Sturz in Kiel durchaus bewährt; der Apparat war eben gestartet, hatte also noch keine genügende Fluggeschwindigkeit und wurde in diesem ziemlich hilflosen Zustand von einer Vertikalböe gefaßt, die ihn erst hochhob, dann aber mit großer Gewalt gleich hinter dem Flugplatz in den Garten des Schützenhauses hineindrückte; die Maschine kam mit dem rechten Flügel zuerst auf, dieser wurde sofort zertrümmert und nun drehte sich der Apparat ganz auf den Rücken, seinen Führer J a h n o w unter sich begrabend. Weil jedoch keine schweren Teile auf ihn fallen konnten, kam der Führer mit einer leichten Schulterverletzung davon.

Dann ist noch die kleine Maschine von Hannuschke zu erwähnen, bei welcher der Führersitz unter dem Tragflügel angeordnet ist; die Bauart ist außerordentlich leicht und zierlich, hat aber doch während des Fluges eine hinreichende Festigkeit gezeigt. Allerdings ist es nicht recht einleuchtend, weshalb bei der gewählten Anordnung des Sitzes der Konstrukteur nicht das Tragdeck aus einem Stück gemacht hat, wodurch jedenfalls bedeutend höhere Festigkeit erzielt wird. Die Flügelsteuerung hat mehrfach unterwegs nicht funktioniert und bedarf daher wohl noch mancher Verbesserung.

Eine eigene Konstruktion wurde von dem Marineingenieur L o e w während der Kieler Woche gesteuert und zeigte sich schon als recht brauchbar. Es handelt sich hier um die Erfindung des verstorbenen Oberleutnants F r i t s c h e, die von L o e w im Verein mit R u m p l e r weiter ausgebaut wurde. Besonders hervorzuheben ist der Verzicht auf ein besonderes Höhensteuer, das durch die beweglichen Tragflügel ersetzt werden soll. Dies scheint sich in der Luft während des Fluges auch durchaus zu bewähren, aber für den schnellen Ausgleich bei einer Landung reicht diese Beweglichkeit nicht aus, wie sich in Kiel zeigte. Nach einem schönen Gleitfluge konnte die Maschine nicht schnell genug wieder in ihre Normallage (also kurz vor dem Berühren des Bodens zur Verminderung der Geschwindigkeit etwas steuerlastig) gebracht werden; sie kippte nach vorn über und erlitt erhebliche Beschädigungen am Propeller und am Fahrgestell.

Zum Schluß möchte ich noch kurz den neuen A v i a t i k e i n d e c k e r erwähnen, der sich leider nicht an den Flügen beteiligen konnte, weil sein Führer J e a n n i n wahrscheinlich unter der Nachwirkung der Anstrengungen des Oberrheinischen Fluges sowie auch unter dem Eindruck des Absturzes von S c h e n d e l nicht in der Lage war, größere Flüge zu bestreiten. Dieser Apparat fällt durch sein eigenartiges Anfahrgerüst auf, das aus zwei Kufen besteht, die durch vier feste senkrechte Streben mit dem Rumpf, und zwar unterhalb des Motors und der Sitze, verbunden sind; erst hinter diesen Streben sitzen die zwei Anlaufräder. Ob diese Anordnung bei harten Landungen gerade sehr vorteilhaft ist, muß sich erst zeigen, zunächst hat man den Eindruck, als wenn sich Landungsstöße viel zu sehr ungeschwächt auf den Rumpf übertragen.

Und nun die Motoren: Von den acht besten Flugmaschinen waren vier mit Gnomomotoren ausgerüstet, trotzdem konnte dieser Motor nur den ersten, vierten, sechsten und achten Platz belegen; das zeigt deutlich, wie sehr unsere deutsche Motorenindustrie daran ist, auch auf diesem Gebiet die ausländische Konkurrenz zu beseitigen.

In den Fig. 15 u. 16, Tafel VIII, sehen wir die normale Maschinenanlage der Argus-Motoren-Gesellschaft, wie wir sie mit geringfügigen Änderungen sowohl bei Aviatik- als auch bei Albatrosapparaten finden. Am letzten Ende einer solid aus Holz angefertigten Fundamentbrücke sitzt der Motor mit dem direkt gekuppelten Propeller, gleich davor ist der Kühler angebracht, der für den Fall, daß ein Passagiersitz vorgesehen wird, zweiteilig ausgeführt ist, sodaß sich im Windschatten des Passagiers keine Kühlfläche befindet. Weiter vorn ist dann auf gleichem Gestell der Führersitz mit den verschiedenen Hebeln und der einfachen Stützvorrichtung für die Füße angebracht. Der Motor besitzt zwei stehend angeordnete, paarweise in Spezialgrauguß hergestellte Zylinder, und zwar ist der Wassermantel mit den Zylindern aus einem Stück gegossen, so daß hier Undichtigkeiten, wie sie bei Abdichtungssystemen zwischen verschiedenen Metallen schwer vermeidbar sind, nicht vorkommen können. Die in Kugellagern laufende Kurbelwelle ist hohl ausgeführt und reichlich dimensioniert, was auch auf die Pleuelstangen zutrifft, so daß eine große

Betriebssicherheit gewährleistet ist. Die Zahnräder für die Steuerwellen und Pumpen sind aus vollen Stahlscheiben hergestellt und nicht eingekapselt, so daß man sich von ihrem guten, ruhigen Lauf jederzeit überzeugen kann. Die Tourenzahl wird durch eine am unteren Teil des Kühlers sichtbare Welle einem Umdrehungsanzeiger, der rechts vom Führersitz angebracht ist, übertragen. Der große Hebel in der Mitte vor dem Sitz dient zur Betätigung des Höhensteuers, der kleine links zur Einstellung des Zündmoments, während der kleine Schalter links diese überhaupt ausschalten kann. Am Kühler sind die verschiedenen kleinen Ösen deutlich sichtbar, die zum Anbringen der Spanndrähte dienen. Die ganze Anordnung zeichnet sich durch große Einfachheit und leichte Zugänglichkeit aus. Dieser Motor hat sich in Büchners Maschine durchaus bewährt; er ist, nachdem er den Sachsenflug erfolgreich bestritten hatte, aufgearbeitet und dann während des ganzen Rundfluges nicht einmal auseinandergenommen worden, was jedenfalls als hervorragende Leistung anzusprechen ist.

Beim ersten Start in Johannisthal, als vor Büchners Apparat mehrere andere Maschinen so abflogen, daß der recht erhebliche Sandwirbel, der durch den Propellerwind aufgeworfen wurde, gerade auf seine Maschine gerichtet war, setzte sich wahrscheinlich durch Überfließen von Benzin und infolge dieser Verunreinigung der Vergaser beim Anwerfen in Brand und zerstörte so einen Teil des Tragflügels. Hieran ist natürlich der Argusmotor ebenso schuldlos wie an dem zweiten Unfall in Lüneburg, der lediglich durch die Ungeschicklichkeit eines Klempners herbeigeführt wurde, welcher den Benzinbehälter reparieren sollte. Allerdings wäre dieser Unfall vielleicht nicht passiert, wenn der Führer sein Flugzeug erst auf dem Platz probiert hätte, anstatt sofort den Etappenflug anzutreten.

Ein weiterer interessanter Motor ist der von Vollmüller von seinem zweiten Start an benutzte 70 PS-Daimler-Mercedes-Motor (Fig. 17 u. 18, Tafel VIII); er ist vierzylindrig mit 120 mm Bohrung und 140 mm Hub ausgeführt und leistet bei 1250 bis 1300 Umdrehungen 65 bis 70 PS bei einem Gesamtgewicht von etwa 125 kg; die vertikal angeordneten, paarweise zusammengegegossenen Zylinder sind im Guß direkt mit Wasserkühlräumen versehen. Der eingekapselte Stirnräderantrieb ist zwischen den beiden Zylinderpaaren angeordnet, so daß ein Anschluß an die Kurbelwelle zur Kraftentnahme beiderseits möglich ist. Die Gemischbildung geschieht durch einen Mercedes-Drehschiebervergaser mit regulierbarer Heißwasservorwärmung, der bei hoher Tourenzahl und Leistung einen verhältnismäßig niederen Benzinverbrauch bewirkt. Kühlwasserpumpe, Zündapparat und Ölpumpe liegen in der Vertikalebene der Zylinder, ermöglichen also gemeinsamen Antrieb und bieten geringen Luftwiderstand, was der seitlichen Anordnung gegenüber ein wesentlicher Vorteil ist. Dieser Motor ist aus den ursprünglichen Fliegertypen hervorgegangen, wie ihn die nächsten beiden Fig. 19 und 20, Tafel VIII, zeigen und es ist nun recht interessant zu sehen, wie die Verbesserungen systematisch durchgeführt sind.

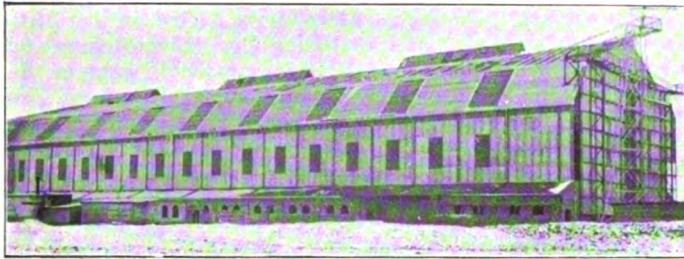
Beim ersten Start benutzte Vollmüller einen 65/70 PS-österreichischen Daimler-Motor (Fig. 21 und 22, Tafel VIII), der bisher (z. B. beim Oberrheinischen Flug) die besten Erfolge erzielt hatte, aber bei Vollmüllers Apparat gleich nach dem Start in der Nähe von Potsdam einen Kurbelwellenbruch erlitt. Die stehenden hintereinander angeordneten vier Zylinder sind einzeln gegossen, die Zylinderschrauben gehen bis zu den Lagern durch und nehmen die Explosionsdrucke direkt auf, entlasten die Wandungen also in glücklicher Weise von Zugspannungen. Die Kurbelwelle ist fünfmal gelagert und gegen die Zylindermittel versetzt, um so die Kolbenreibung zu vermindern. Verschiedene Details sind den Fig. 21 u. 22 zu entnehmen.

Haben wir so das Material kennen gelernt, das von unseren Fliegern für den großen Überlandflug benutzt wurde, so sollen im nächsten Teil die allgemeinen technischen Erfahrungen eingehend besprochen werden.

Der Königsberger Militärluftschiffhafen.

Nachdem die westliche Grenze Deutschlands durch Luftschiffe gesichert war, lag die Ausstattung auch der östlichen Grenze mit dem

neuen Kriegsmittel nahe. So entstehen im Osten die Luftschiffhäfen von Königsberg und Thorn, beide unter Verwendung aller bisherigen Erfahrungen als die großartigsten Anlagen dieser Art, bei denen auf eine starke Weiterentwicklung der Luftflotte Rücksicht genommen ist. Der Königsberger Luftschiffhafen ist kürzlich in der Hauptsache fertig-

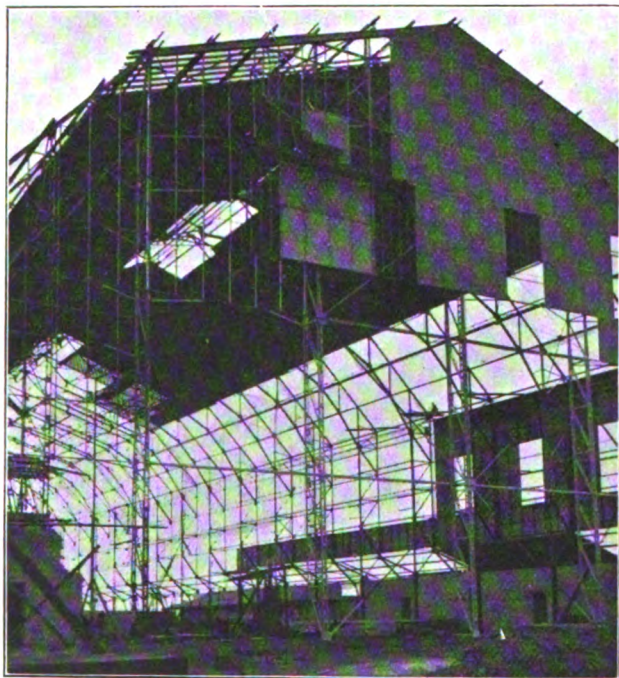


Der Königsberger Militärluftschiffhafen.

gestellt und wird im Laufe dieses Sommers mit dem neuen Luftschiff »M IV« belegt werden, während mit dem Bau der Thorner Anlage Anfang April begonnen ist.

Die Königsberger Luftschiffhalle liegt im Nordwesten der Stadt in einem freien Gelände, das allerdings nach der Entfestigung vielleicht schneller und stärker, als es erwünscht ist, bebaut sein dürfte. Sie ist von Nordosten nach Südwesten orientiert, wobei die Einfahrt immer von Nordosten erfolgt, da die stärkeren Winde vorwiegend aus Südwesten wehen. Die Windverhältnisse sind hier recht schwierige und werden hohe Anforderungen stellen; an etwa 60 Tagen im Jahre sind mehr als 15 Sekundenmeter Wind gemessen, wozu noch, infolge der eigentümlichen Küstengestaltung, häufige Böen kommen. Um so mehr mußte für eine gute Einfahrt zur Halle gesorgt werden.

Mit dem Bau der Fundamente, deren Betonarbeiten von der Betonbaugesellschaft Rautenberg & Co. in Berlin W. ausgeführt sind, wurde April 1910 begonnen. Im Herbst erfolgte die Errichtung des imposanten Eisenrüstwerkes, worauf die Abdeckung der Seitenwände und Tore mit Asbestschiefer in Platten von 3 qm Größe und 2 cm Stärke im Januar beendet war. Das Eisenwerk wurde von der Firma Seibert-Saarbrücken geliefert, während die Bedeckung von der Eternitgesellschaft in Hamburg hergestellt ist. Tageslicht empfängt die Halle durch 38 in reichlicher Höhe angebrachte Seitenfenster von je 10 qm Fläche,



Der Königsberger Militärluftschiffhafen im Bau.

18 Dachfenster von je 38 qm Fläche und drei Oberlichtaufbauten von je etwa 25 m Länge, die auch zur Lüftung dienen. Diese Fenster sind mit Drahtglas, geliefert von der Firma Preusch-Königsberg, ausgefüllt, das zur Abhaltung der für die Ballonhalle schädlichen Lichtstrahlen rötlichgelb gefärbt ist. Das Dach ist teils mit Dachpappe, teils mit Ruberoid abgedeckt. Von der A. E. G. ist eine starke elektrische Anlage eingerichtet, die den Strom für die Beleuchtung und vor allem zum Betrieb der Tore liefert. Die 20 m breiten und 25 m

hohen Torflügel wiegen je etwa 40 t und laufen unten auf Gleitwagen, oben in Führungsschienen. Die Tore werden nach beiden Seiten ausgefahren derart, daß sie einen stumpfen Winkel mit den Längswänden der Halle bilden, wodurch ein wirksamer Windschutz für die Ein- und Ausfahrt entsteht.

Die Halle ist etwa 170 m lang, unten einschließlich des Eisenwerkes fast 50, oben 44 m breit; die lichte Höhe beträgt 38 m bei einer lichten Weite von 42 m. Zwischen den seitlichen Binderkonstruktionen sind Werkstätten, Arbeits- und Lagerräume untergebracht. Ebenda wird die Wasserstoffgasanstalt eingerichtet, während ein Vorrat von einigen Tausend Flaschen Wasserstoffgas in einem besonderen Gebäude untergebracht wird. Angebaut wird an die Halle im Südwesten eine Kaserne, in der die zweite Kompanie des neuen zweiten Luftschifferbataillons untergebracht wird.

Die Halle kann 2 große Luftschiffe oder 4 bis 5 kleinere (Typ »Parseval« etwa) aufnehmen.

Flugschau.

Der russische Fernflug St. Petersburg—Moskau über eine Strecke von rund 1000 km nahm einen recht unglücklichen Verlauf. Von sieben gestarteten Fliegern erreichte nur Wassiljoff Moskau. Die vier Flieger: Slussarenko, Maßlenikoff, Utotschkin und v. Lerche verunglückten schwer, während der Passagier Slussarenkos bei dem Absturz sofort getötet wurde.

Einen neuen Höhenweltrekord stellte Hauptmann Felix, der Leiter der Militärflugschule in Etampes, am 6. August auf. Er erreichte in der Zeit von 63 Minuten auf einem Blériot-Eindecker die Höhe von 3350 m. Zu dem Abstieg, der im Gleitfluge erfolgte, wurden 12 Minuten benötigt.

Der Passagierhöhenrekord, der bis jetzt von Deutschland gehalten wurde, wurde von dem englischen Flieger Olivier de Montalent durch einen Flug von 2250 m Höhe am 8. August an England gebracht. Der Flieger benötigte zu dem Aufstieg mit seinem Breguet-Doppeldecker 42 Minuten.

Die im letzten Heft gebrachte Notiz von dem Rekordflug Loridans ist insofern einzuschränken, als der Flieger die Strecke von 730 km nicht ohne Unterbrechung, sondern mit mehreren Zwischenlandungen zurücklegte. Er hat also weder den Weltrekord der Distanz noch den der Dauer geschlagen; der erstere verbleibt weiter Olieslagers, der am 17. Juli 625,2 km in 7 Std. 18 Min. 26²/₅ Sek. zurücklegte, der letztere Henry Farman für seinen Flug von 8 Std. 12 Min. im Dezember des Vorjahres. Dagegen gewann Loridan durch seinen Flug die Anwartschaft auf den Michelin-Preis des Jahres, da bekanntlich das Reglement für diesen Preis so geändert wurde, daß nunmehr Zwischenlandungen gestattet sind, wenn dadurch die Durchschnittsgeschwindigkeit nicht unter 55 km pro Stunde sinkt. Am 9. August wurde ihm indes auch diese Anwartschaft durch den Morane-Flieger Védrières entzogen, der (gleichfalls mit mehreren Zwischenlandungen) in 10 Std. 56 Min. eine Strecke von 808 km zurücklegte.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. M. 40165. Hubvorrichtung für Flugzeuge, bei der der Auftrieb durch gegen die Unterfläche eines glockenartigen Tragschirms geschleuderte Luft, Dampf- oder Gasströme erzeugt wird. Gustav Mees, Charlottenburg, Leibnizstr. 97. A 20. 1. 10., E 31. 9. 11.

46 c. W. 36681. Explosionskraftmaschine mit strahlenförmig angeordneten kreisenden Zylindern. Hans Windhoff, Schöneberg b. Berlin, Bennisenstr. 21. A 14. 2. 11., E 1. 10. 11.

77 h. C. 18865. Flugmaschine mit in der Längsrichtung verlaufenden Gleichgewichtsflächen und in der Längsachse liegender Antriebsschraube. Oktave Cadel, Paris; Vertr.: Dr. R. Wirth, C. Weihe, Dr. H. Weil, Patentanwälte, Frankfurt a. M. 1, und W. Dame, Berlin SW. 68. A 14. 2. 10., E 3. 10. 11.

77 h. M. 37213. Steuerhebelanordnung für Flugzeuge mit getrennten Höhen-, Seiten- und Stabilitätssteuern. James Means, Boston, V. St. A.; Vertr.: G. Dedreux und A. Weickmann, Patentanwälte, München. A 18. 2. 09., E 3. 10. 11.

77 h. W. 32514. Steuer für Flugmaschinen, bei welchem Vorderkante und Hinterkante gegen den Wind in verschiedenem Winkel einstellbar sind. Orville Wright und Wilbur Wright, Dayton, V. St. A.; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort und E. Herse, Patentanwälte, Berlin NW. 40. A 14. 7. 09., E 3. 10. 11. Priorität aus der Anmeldung in den Vereinigten Staaten von Amerika vom 15. 7. 08 anerkannt.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BÉNDEMANN DR. R. EMDEN DR. S. FINSTERWALDER	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E. DR. FRITZ HUTH E. JOSSE	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER DR.-ING. A. VON PARSEVAL	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE A. WAGENER
---	--	---	---

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

9. September 1911.

Heft 17.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. S. 213.
Zur Gastemperatur des Freiballons. Von K. Bassus und A. Schmauß. S. 216.

Folgerungen aus den letzten Überlandflügen mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundfluges. Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Forts.) S. 219.
Die französischen Flugzeugmanöver im Anschluss an den nordwesteuropäischen Rundflug. S. 224.
Flugschau. S. 226. — Patentschau. S. 226. — Bücher-Besprechungen. S. 227.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.¹⁾

Von Dr.-Ing. F. Bendemann.

Einige geometrisch einfache, parabolisch abgerundete Flügelprofile.

Die Formen sind also, abgesehen von der Bedingung parabolischer Kopfform, ohne nähere Rücksicht auf die hydrodynamische Theorie aufgestellt. Sie sollen nur in möglichst einfacher und unmittelbar berechenbarer Weise die gewünschten Zusammenhänge zwischen den Formelementen herstellen. Die gefundenen Formen lassen sich leicht so wählen, daß sie bestimmten äußeren Bedingungen entsprechen, und daß sie in unseren vorjährigen Versuchsplan passen.

Zum Ausgangspunkt sind Parabeln genommen, die durch Kombination mit geraden Linien oder mit anderen Parabeln so zurechtgebogen werden, wenn man so sagen darf, daß Formen der gewünschten Art herauskommen. Es wird dabei nicht schaden, oder sogar vorteilhaft sein, wenn der Umriß sich aus zwei verschiedenen Kurvenzweigen zusammensetzt, die mit gemeinsamer Tangente ineinander übergehen, wenn nur die Anzahl der im ganzen vorkommenden Bestimmungsgrößen klein bleibt.

¹⁾ Sonderabdrucke dieses Artikels, enthaltend die sämtlichen in den beiden Jahrgängen verstreuten Abschnitte, sind zu beziehen durch die Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg und bei sämtlichen Buchhandlungen zum Preise von M. 3,50.

Aus den positiven und negativen Zweigen einer gemeinen Parabel (Kurve 2 in Fig. 76) kann man zunächst eine symmetrisch geschlossene, nach hinten spitz verlaufende Kurve bilden, indem man die Parabelordinaten um die Ordinaten einer durch ihren Scheitel gezogenen

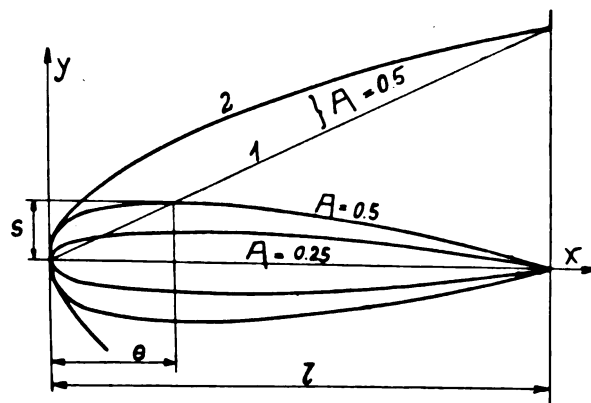


Fig. 76.

Geraden (1) vermindert. Die erhaltene Kurve erinnert, als Rotationskörper gedacht, an Torpedo- oder Luftschiff-formen. Ist l die Länge dieses Körpers in der x -Richtung, so lautet die Gleichung der Kurve

$$y = \pm Al \left(\sqrt{\frac{x}{l}} - \frac{x}{l} \right).$$

A ist die Richtungskonstante der benutzten Geraden ($y_1 = Ax$). Mit der Wahl von A ist die Ausgangsparabel ($y_2^2 = B \cdot x$ mit $B = A^2 \cdot l$) natürlich schon bestimmt. Die beiden symmetrischen Zweige sind wiederum Parabeln, die die Ordinatenachse berühren. Hier hat also der Umriss eine kleine Abflachung, die zwar bei schlanken Formen (mit kleinem A) verschwindend klein und, wie man nachrechnen kann, praktisch kaum nachweisbar sein würde, immerhin aber einen grundsätzlichen Fehler bedeutet. Dafür kann man alle gewünschten Größen aus der einfachen Kurvengleichung leicht herleiten. Die Tangentenrichtung an der hinteren Spitze erhalten wir aus der allgemeinen Tangentengleichung

$$\tan \epsilon = \frac{A}{2} \left(\sqrt{\frac{l}{x}} - 2 \right)$$

mit $l = x$ zu $\tan \epsilon_a = -A/2$; die größte Ordinate liegt bei $x = e = l/4$ und sie ist $s = 1/4 A l$.

Solche Kurve können wir nun als obere oder Saugseite (S) eines Flügelprofils benutzen. Der Druckseite (D) geben wir durch Kombination mit einer zweiten Parabel eine geeignete Biegung. Als Achse dieser zweiten Parabel ($y_1 = c \xi^2$; Fig. 77, gestrichelte Kurve) nehmen wir die Ordinate $x = l/2$, ihr Scheitel liege bei $y = d$ und ihre Zweige sollen die x -Achse bei $x = 0$ und $x = l$ schneiden. Also für $\xi = -l/2$ und $+l/2$ soll $y_1 = d$ sein; dazu muß $c = \frac{d}{\xi^2} = \frac{d}{l^2/4}$ gewölbt werden. Die Ordinaten ($d - y_1$) dieser Parabel ziehen wir von den Ordinaten y_s der Kurve S ab, und nehmen $y_d = d - y_1 - y_s$ zu Ordinaten der Kurve D,

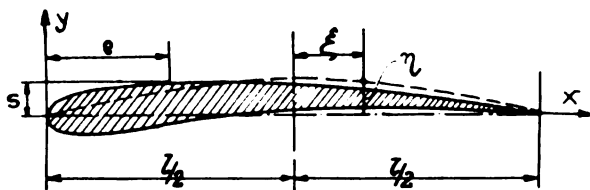


Fig. 77.

die offenbar vorn auch noch tangential in die S-Kurve übergeht und sie hinten spitz schneidet. Sie ist von der vierten Ordnung und hat die Gleichung

$$y_d = -A(\sqrt{lx} - x) + c(lx - x^2).$$

Wählt man d zu groß, so wird die Hinterkante überspitz; S und D überschneiden sich schon einmal vor $x = l$, und die Dicke s des verbleibenden Profils wird negativ. Den Grenzfall, wo der Spitzenwinkel gerade $= 0$ wird, ergibt die Bedingung, daß s bei $x \cong l$ noch größer als 0 sein soll. An beliebiger Stelle ist:

$$s = 2A(\sqrt{lx} - x) - c(lx - x^2)$$

Bedingung für $s > 0$ ist also

$$\frac{c}{2A} < \frac{\sqrt{lx} - x}{lx - x^2}.$$

Setzen wir $x = q l$ und benutzen für $q \cong 1$ die Annäherung $q^n = 1 + n(q - 1)$, so löst sich die Bedingung zu

$$\frac{c}{2A} \cdot l < \frac{1}{2}, \text{ oder } c < \frac{A}{l}.$$

Mit $c = A/l$ wird also der Austrittswinkel δ_a an der D-Kurve gleich dem ϵ_a der S-Kurve. Bei kleinerem c ist

an beliebigem Punkte die Neigung der D-Kurve

$$\tan \delta = cl + A - 2cx - \frac{A}{2} \sqrt{\frac{l}{x}}$$

und an der hinteren Spitze

$$\tan \delta_a = \frac{A}{2} - cl.$$

Somit sind die wichtigsten Abmessungen der Form leicht aus den gewählten Bestimmungsgrößen zu finden, und wir können leicht die Rechnung umkehren, um etwa von gewählten Winkeln ausgehend die Form zu bestimmen. Es sind, wenn wir von der Länge l absehen, die einfach den Maßstab bestimmt, zwei Größen unabhängig voneinander zu wählen. A bedingt die Wölbungshöhe und den Austrittswinkel der Saugseite; c entsprechend die Druckseite, die bei geeignetem c auch fast ganz zur Ebene werden kann.

Sehr einfache Profile mit ganz ebener Druckseite kann man aus denselben S-Kurven bilden, wenn man die am Punkte größter Dicke angelegte Tangente $y = -\frac{A l}{4}$ als Druckseite benutzt und die S-Kurve über $x = l$ hinaus bis zum Schnitt mit dieser Tangente verlängert (vgl. Fig. 78). Die Länge des Profils wird nun $l_1 = l(\sqrt{1/2} + 3/4) = 1,457 l$; der Austrittswinkel

$$\tan \epsilon_a = A \left(\sqrt{\frac{1}{2 \sqrt{2} + 3}}} - 1 \right) = -0,585 A.$$

Die größte Dicke S war $= \frac{A l}{2}$ und ist jetzt, bezogen auf die ganze Länge l_1

$$S = \frac{1}{2 \sqrt{2} + 3} A l_1 = 0,344 A l_1$$

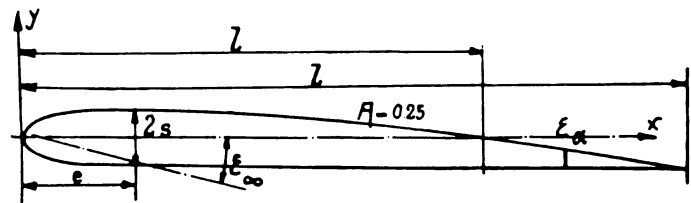


Fig. 78.

und die Kopflänge e bis zur größten Dicke ist

$$e = \frac{1}{4} l = \frac{1}{2 \sqrt{2} + 3} l_1 = 0,171 l_1.$$

Dieser Typ ist also durch die einzige Konstante A bzw. die relative Profildicke vollständig und sehr einfach bestimmt.

Will man bei ebener Druckseite noch das Kopflängenverhältnis $e : l_1$ bzw. den Austrittswinkel variieren, so kann man eine Tangente schräg an die untere S-Kurve anlegen. Deren Richtungskonstante tritt dann als zweite Bestimmungsgröße hinzu und die Austrittswinkel sind ähnlich wie oben leicht zu bestimmen.

Schließlich kann man statt einer geraden Linie auch eine neue Kurve, etwa eine andere Parabel, tangential an die S-Kurve anschließen und so im Bereich der durch zwei Größen bestimmten Profile noch zahlreiche Spielarten schaffen, wenn es Interesse hat, besondere Verschiebungen der Verhältnisse hervorzubringen.

Der anfangs erwähnte Fehler dieser »einfach parabolischen« Kurvengattung, bestehend in kleiner Abflachung am Kopf, mag noch etwas näher beleuchtet werden. Die

Achsenrichtung der verschobenen Parabel, die die Saugseite bildet, bestimmt sich durch die Tangente bei $x = \infty$ zu $\tan \epsilon_{\infty} = -A$; sie schneidet die x -Achse bei

$$x = \frac{l}{2} \frac{A^2}{1 + A^2};$$

der Scheitel, also der Punkt stärkster Krümmung, liegt auf der Abszisse $x_0 = \frac{l}{4} \left(\frac{A^2}{A^2 + 1} \right)^2$ und hat die Ordinate

$$y_0 = \frac{A l}{4} \left(1 - \left(\frac{1}{1 + A^2} \right)^2 \right)$$

In dem in Fig. 7 gezeichneten Beispiel ist die Parabelachse eingetragen. Mit $A = 0,25$ erhält man für den Scheitelpunkt:

$$x_0 = 0,000865 l; \quad y_0 = 0,0071 l.$$

Diese Größen sind in der Tat so klein, daß sie in den praktisch doch nie vermeidbaren Unvollkommenheiten der Formen vollständig verschwinden und auch hydrodynamisch kaum von Belang sein dürften.

Wir verfügen indessen noch über eine weit vollkommere Kurvengattung, die freilich schon ganz im Bereich der vierten Ordnung liegt, aber ebenso leicht zu zeichnen und selbst rechnerisch nicht viel verwickelter ist.

Wir nehmen zwei Parabeln, Kurve 1 und 2 in Fig. 79, deren jede die Scheiteltangente der anderen zur Achse hat. Die Achse der ersten sei die x -Achse. Die positiven Zweige der Parabeln sollen sich bei $x = l$ schneiden. Die dadurch bedingte gemeinsame Bestimmungsgröße setzen wir so fest,

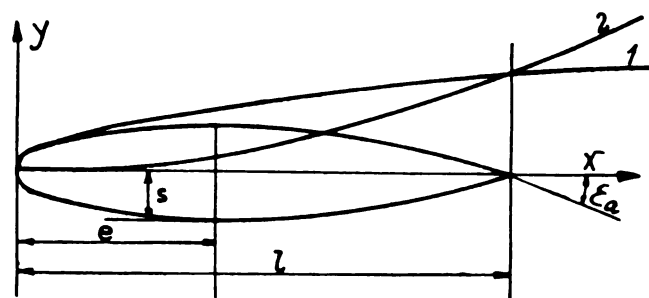


Fig. 79.

daß wir es wieder mit einer dimensionslosen Zahl zu tun haben:

$$1) y_1 = a \sqrt{l} x; \quad 2) y_2 = a \frac{x^2}{l}.$$

Zu Ordinaten der S-Kurve nehmen wir nun die Unterschiede der Parabelordinaten: $y_s = y_1 - y_2$, und die Kurvengleichung wird:

$$y_s = a \cdot l \cdot \left(\sqrt{\frac{x}{l}} - \frac{x^2}{l^2} \right).$$

Diese Kurve ist nun vollkommen stetig. Der Kopf geht aus korrekter Parabelform ganz gleichmäßig in die hintere Spitze über. Aus der Gleichung sehen wir ohne weiteres, daß wir die Form durch die Wahl von a wieder beliebig dick oder schlank machen können. Die Berechnung der wichtigsten Abmessungen ist nicht schwierig: Die Abszisse der größten Dicke oder die Kopflänge erweist sich auch hier unabhängig von a , nämlich

$$e = \sqrt[3]{\frac{1}{2}} \cdot \frac{l}{2} = 0,397 l,$$

und die halbe Dicke s ist:

$$s = \sqrt[3]{\frac{1}{8}} \sqrt[3]{2} a \cdot l = 0,473 a l$$

wie sich durch Differentiation der Kurvengleichung leicht ergibt. Der hintere Spitzenwinkel folgt aus der allgemeinen Tangentengleichung

$$\tan \epsilon = \frac{1}{2} a \left(\sqrt{\frac{l}{x}} - 4 \frac{x}{l} \right)$$

mit $x = l$ zu

$$\tan \epsilon_a = -\frac{3}{2} a.$$

Als Mantellinie eines Rotationskörpers betrachtet ist es interessant, diese Form mit den besten bisher experimentell gefundenen Luftschiffformen zu vergleichen.

Wir entnehmen den Mitteilungen der Göttinger Modellversuchsanstalt (Ztschr. f. Fl. u. M. 1910) die Angaben über die Form, die unter einer größeren Reihe von Prof. Prandtl entworfener Modelle den geringsten Bewegungswiderstand gegeben hat. Das Modell III hatte bei $l = 114,5$ cm Länge einen größten Durchmesser von $D = 18,8$ cm. Weitere Maße sind nicht angegeben, aber die durch eine kleine Zeichnung wiedergegebene Mantelkurve hat eine auffallende Ähnlichkeit mit unserer doppelt-parabolischen Kurve, und, soweit man es nachmessen kann, scheint die Kopflänge (etwa 0,37 bis 0,38 l) bis auf eine Kleinigkeit mit der unserer Form (0,396 l) übereinzustimmen. Genaue können wir aber dem Rauminhalt nach beide Formen vergleichen. Der des Modells ist zu $V = 18200$ ccm angegeben. Für unsere Form berechnet er sich durch eine einfache Integration leicht zu

$$V = \frac{9}{70} \pi a l^3.$$

Bezeichnen wir als »Völligkeit« η der Form das Verhältnis ihres Inhaltes zu dem Inhalt V^1 des umschriebenen Zylinders von gleichem D und l , so ergibt sich für unsere Form

$$\eta = \frac{32}{70} \sqrt[3]{2} = 0,577.$$

(Die Völligkeit ist unabhängig von $D : l$.) Bei dem Modell III faßt der umschriebene Zylinder

$$V^1 = 18,8^2 \frac{\pi}{4} \cdot 114,5 = 31800 \text{ ccm};$$

$$\text{also ist } \eta = \frac{18200}{31800} = 0,574.$$

Die Übereinstimmung ist fast ganz genau. Es scheint also, daß wir mit dieser Gleichung gerade die beste Form für Rotationskörper getroffen haben, und darin liegt einige Wahrscheinlichkeit, daß wir auf dieser Grundlage auch günstige Flügelformen erhalten werden.

Um solche zu bilden, stehen die verschiedenen Möglichkeiten zu Gebote, die schon bei den einfach-parabolischen Formen besprochen wurden.

In Fig. 80 ist z. B. als D -Kurve eine neue Parabel mit dem Scheitel in $x = e$, $y = -s$ tangential angelegt.

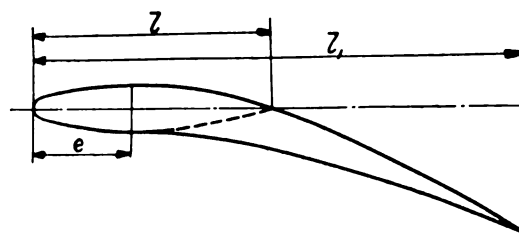


Fig. 80.

Wir können als neue Bestimmungsgröße ihren Parameter beliebig wählen und dadurch mehr oder weniger gekrümmte und spitz verlaufende Profile erzielen. Es ist nicht schwie-

rig, diese Größe auf rechnerischem Wege so zu bestimmen, daß man z. B. einen gewünschten Austrittswinkel d_a an der hinteren Spitze erhält; damit gewinnt man auch das genaue Maß der zugehörigen Länge l_1 , wenn es aus dem flachen Schnittpunkt der Kurven zeichnerisch nicht genau genug zu bestimmen ist. Im übrigen wird man sich mit der zeichnerischen Feststellung der Verhältnisse begnügen können, nachdem man weiß, daß die Angabe zweier Bestimmungsgrößen zur beliebig genauen Festlegung sämtlicher Verhältnisse hinreicht. Wir sehen deshalb von weiterer rechnerischer Verfolgung vorerst ab.

Bemerkt sei noch, daß man S-Kurven mit weiter nach vorn gerückter größter Dicke, also kleinerer »Kopflänge« und schlanker verlaufendem Hinterteil aus Hyperbeln in ähnlicher Weise bilden kann, wie es hier mit Parabeln gezeigt wurde, und schließlich, daß man Formen mit etwas mehr zugespitzter und nach unten gezogener Eintrittskante, wie man sie bei den Flügeln mancher Vögel findet, als Differenzkurven zwischen Parabeln verschiedener Ordnung erhält, wie Fig. 83 in einigen Beispielen zeigt. Die Kurven a, b, c, d entsprechen den Gleichungen

$$x_a = a y; x_b = b y^2; x_c = c y^3; x_d = d y^4$$

Aus der Bedingung, daß sich alle bei $x = l$ schneiden sollen, ergibt sich der Zusammenhang der Parameter. Die schraff-

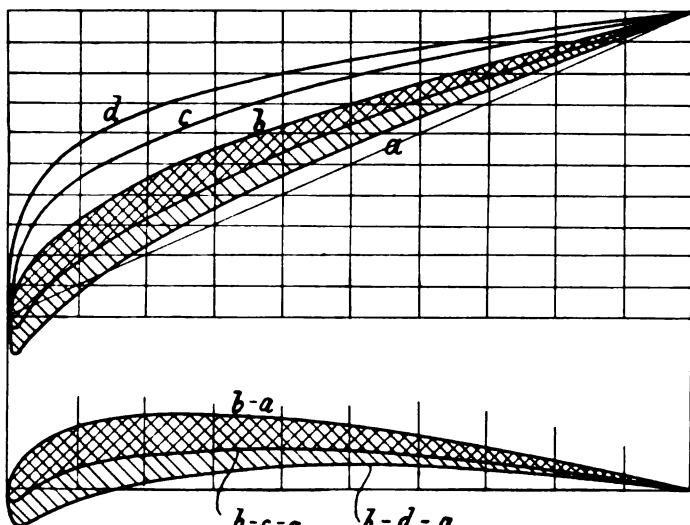


Fig. 81 und 82.

fierten Profile in Fig. 83 haben als Saugseite die gemeine Parabel b und als Druckseite Kurven, bei denen die Ordinaten von b um diejenigen von c bzw. d verkleinert sind. In Fig. 84 sind dieselben Kurven noch durch Abzug der Ordinaten von a verschoben.

Es fehlt also nicht an Möglichkeiten, Formen verschiedenster Art auf geometrisch einfach bestimmte Weise hervorzubringen. Wir haben hier einen zusammenhängenden Überblick gegeben, um künftig einzelnes davon ohne weitere Auseinandersetzung herausgreifen zu können.

Zur Gastemperatur des Freiballons.

Von K. Bassus und A. Schmauss.

Die Bedeutung der genauen Kenntnis der Gastemperatur für die Führung eines Freiballons, mehr noch eines

Luftschiffs, ist bekannt. Der Münchener Verein für Luftschiffahrt hat sich die Aufgabe gestellt, zunächst einmal für den Freiballon diese Frage zu studieren, und hat zu

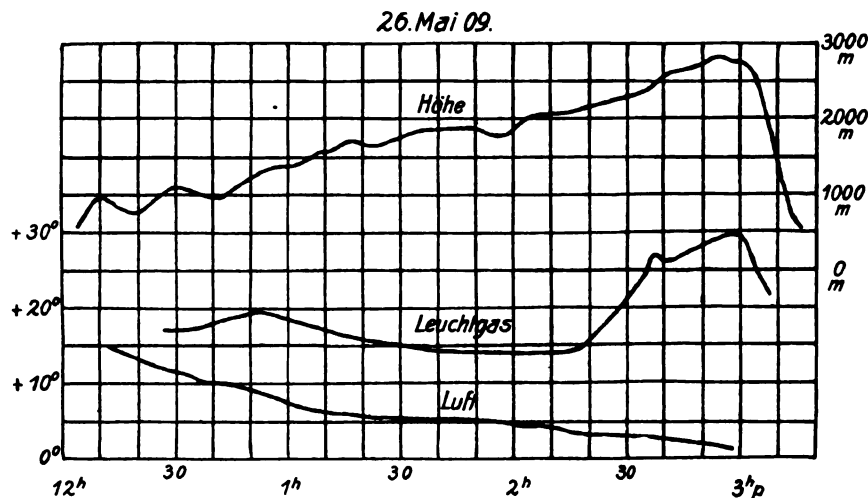


Fig. 1.

diesem Zwecke bisher fünf Fahrten unternommen. Über die Ergebnisse derselben soll im folgenden kurz berichtet werden, während eine Besprechung der instrumentellen Fragen später gegeben werden wird; es sei hier nur erwähnt, daß die zur Ermittlung der Gastemperatur verwendeten aspirierten Thermographen den auch sonst in der wissenschaftlichen Luftschiffahrt gestellten Anforderungen vollkommen entsprochen haben, wie durch eingehende Laboratoriumsversuche festgestellt wurde.

Schon bei der ersten Fahrt am 26. Mai 1909 (Fig. 1) zeigte es sich, wie stark das Ballongas auf Strahlung reagiert, so daß die Registrierung der Gastemperatur geradezu eine Registrierung der bei dieser Fahrt herrschenden Sonnenstrahlung darstellt. (Von einer Eintragung der von dem Führer jeweils beobachteten Strahlungsänderungen in dieses und die folgenden Diagramme mußte abgesehen werden, da diese Eintragungen nur ein sehr unvollkommenes Bild der tatsächlichen, mannigfaltig und rasch wechselnden Strahlung hätten geben können.)

Trotzdem z. B. der Ballon von 12 Uhr 27 Min. bis 12 Uhr 52 Min. sich im allgemeinen in aufsteigender Linie bewegte und die Lufttemperatur nach oben abnahm, stieg die Gastemperatur in der angegebenen Zeit an. Die Erklärung gibt der Eintrag im Bordbuche des Führers, daß die Sonne, die vorher durch einen, wie sich später ermitteln ließ, zwischen 1900 m und 2700 m liegenden Stratusschirm abgedunkelt wurde, damals ein wenig durchkam. Um 12 Uhr 52 Min. wurde der Stratus wieder dichter (nach dem Überschreiten der Isar¹⁾), und sofort nahm die Gastemperatur wieder ab.

Erst als um 2 Uhr 17 Min. der Ballon in den Stratus bereits eingedrungen war und mit dem weiteren Aufstieg dessen oberer Grenze näher rückte, nahm die Gastemperatur intensiv zu, trotz weiteren Sinkens der Lufttemperatur; im höchsten Punkte der Fahrt, in welchem der Ballon dicht unterhalb der oberen Grenze des Stratus schwebte, betrug schließlich der Temperaturüberschuß des Ballongases gegen die umgebende Luft 27°.

Um 3 Uhr begann der Ballon rapid zu fallen; die Erklärung für diesen Fall liefert das Thermogramm des Leuchtgases, das um 2 Uhr 59 Min. eine intensive Abnahme der Gastemperatur anzeigt. Mit dem weiteren Zurücktauchen des Ballons in den Stratus nimmt die Gastemperatur dann selbstverständlich weiterhin und sehr rasch ab.

¹⁾ Vgl. K. Bassus, Ill. aeron. Mittlg. 1909, S. 755 ff.

Ergebnis: Die Temperatur des Ballongases erwies sich bei dieser Fahrt als nur von Änderungen der Sonnenstrahlung abhängig, während ein Einfluß von Änderungen der Lufttemperatur und des Druckes nicht nachweisbar war.

Die lange Pause bis zur nächsten Fahrt wurde zur weiteren gründlichen Ausbildung der instrumentellen Anordnungen benutzt.

Bei dieser, am 19. Januar 1911 ausgeführten Fahrt (Fig. 2) trat beim Aufstieg zunächst eine Abminderung der Gastemperatur mit dem Steigen des Ballons ein. Diese

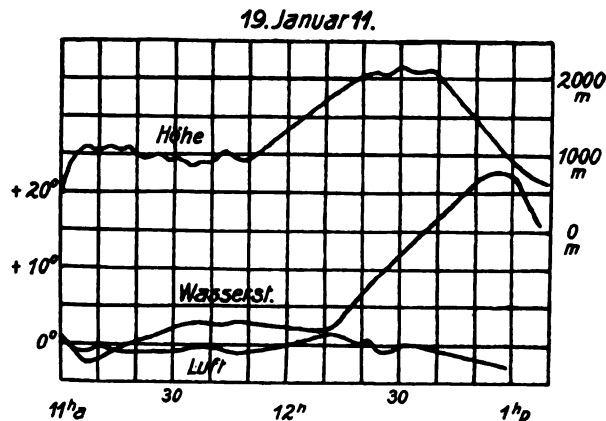


Fig. 2.

Temperaturabnahme wäre durch Druckabnahme zu erklären, wenn sie pro 100 m 1° betragen hätte. Da wir aber nur $0,64^{\circ}$ Temperaturabnahme pro 100 m finden, ergibt sich, daß auch in diesem Teile der Fahrt trotz einer geschlossenen Altocumulusdecke die Sonnenstrahlung schon wirksam gewesen sein muß. Um 11 Uhr 7 Min. begann die Gastemperatur zu steigen; als Ursache dafür finden wir im Bordbuche den Eintrag: »Um 11 Uhr 7 Min. blauer Himmel wenig durch.«

Bemerkenswert ist bei dieser Fahrt noch der rasche Anstieg der Gastemperatur, nachdem der Ballon um 12 Uhr 10 Min. in die Sonne gekommen war. Um 12 Uhr 30 Min. erreichte er seinen höchsten Punkt, dann begann er, ohne daß Ventil gezogen wurde, zu fallen, trotzdem die Gastemperatur stetig weiter anstieg (Undichtigkeit des Ballons?). Erst um 12 Uhr 56 Min. begann auch die Gastemperatur abzunehmen, als sich die Sonnenstrahlung mit dem Wiedereintritt des Ballons in die Wolken rasch abminderte.

Das Ergebnis der ersten Fahrt wurde demnach bei dieser Fahrt vollauf bestätigt: Von den Änderungen des Luftdruckes und der Lufttemperatur hat das Ballongas keine Notiz genommen.

Auch die Fahrt vom 20. Januar 1911 (Fig. 3) hat, obwohl sie sich in der Führung von den beiden vorhergehenden Fahrten wesentlich unterscheidet, gleiche Ergebnisse gebracht. Die Registrierung der Gastemperatur begann allerdings erst um 9 Uhr 52 Min., nachdem der Ballon bereits einen Stratus durchstoßen hatte und in reinen Sonnenschein gekommen war; dadurch ist die Ausgangstemperatur des Gases auf unserem Diagramm bereits um 25° höher als die Lufttemperatur. Die Gastemperatur näherte sich sodann im vollen Sonnenschein sichtlich einem Grenzwerte, den sie allerdings nicht im höchsten Punkte der Bahn erreichte, sondern erst etwa 30 Minuten später. Mit dem

Wiedereintritt des Ballons in den Stratus um 3 Uhr 46 Min. fiel die Gastemperatur rasch.

Das Thermogramm des Leuchtgas ist von 1 Uhr 24 Min. bis 3 Uhr 43 Min. gestrichelt gezeichnet, weil

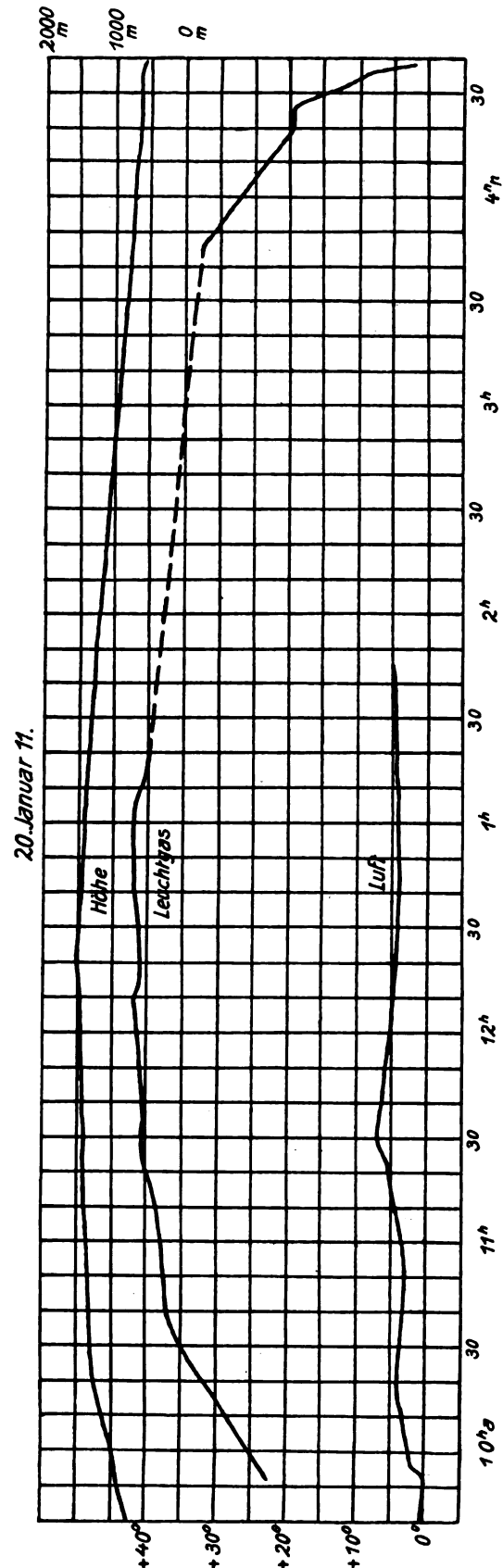


Fig. 3.

während dieser Zeit der Thermograph nicht in Betrieb war; der übrige, gleichförmige Verlauf dieses Thermogrammes rechtfertigt jedoch eine geradlinige Interpolation.

Ein meßbarer Unterschied in dem thermischen Verhalten von Leuchtgas und Wasserstoff als Ballonfüllung geht aus diesen (und den folgenden) Fahrten nicht hervor.

* * *

Bei den bisherigen Fahrten wurde die Gastemperatur jeweils nur an einem Punkte im Innern des Ballons gemessen, und zwar am 26. Mai 1909 in der Mitte des 1400 cbm-Ballons »Sohncke«, am 19. Januar 1911 etwas unter der Mitte des 700 cbm-Ballons B. A. C. Es war also noch zu untersuchen, wie sich die Temperatur des Gases durch den ganzen Ballon hin verteilt.

Der Lösung dieser Frage galt hauptsächlich die soeben besprochene Fahrt vom 20. Januar 1911. Hierzu diente ein Thermograph, der, nach dem Prinzip der alten Säguhren erbaut, durch sein Eigengewicht langsam an einem vom Ventil zum Füllansatz reichenden Seile sich senkte, unter gleichzeitiger Betätigung seiner Ventilationseinrichtung.

Es registrierte also dieses Instrument die Gastemperatur durch den ganzen Ballon hindurch. Der Ablauf erfolgte jedesmal in ca. 1 Stunde, so daß bei dieser Fahrt eine siebenmalige vollständige Durchsondierung des Ballons erfolgte. Wir glauben kaum, daß man an dem Gasthermogramm davon etwas bemerken kann, woraus sich die Folgerung ergibt: Es ist (wenigstens bei Tagfahrten) erlaubt, die an einer Stelle des Ballongases gemessene Temperatur als für das ganze Ballongas geltend anzunehmen.

Die Tatsache einer einheitlichen Temperatur sowie die rasche Einstellung der Temperatur der ganzen Gasmasse auf Strahlungsänderungen bedingt die Annahme von kräftigen Wirbelströmen im Innern des Ballons.

* * *

Noch eine andere wichtige Frage war zu untersuchen, nämlich, wie die Gastemperatur durch die beiden vertikalen Bewegungen wirksame Ventilation der Ballonhülle beeinflußt wird. Diese Frage läßt sich durch Fahrten beantworten, bei denen dem Ballon intensive Vertikalbewegungen aufgezwungen werden, also gegen die Regeln einer ökonomischen Ballonführung bewußt und gründlich verstoßen wird.

Dies war bei den beiden folgenden Fahrten der Fall. Sie gaben gleichzeitig erwünschte Gelegenheit, das Ballongas starken Druckänderungen zu unterwerfen.

Bei der Fahrt vom 2. Februar 1911 (Fig. 4) wurde um 12 Uhr 6 Min. innerhalb 12 Minuten aus 1700 m Höhe zu einer Schleppseilfahrt von 5 Minuten Dauer herabgegangen und sodann wieder rasch aufgestiegen. Das Ballongas erwärmte sich zwar beim Abstieg beträchtlich; daß aber hierfür wiederum in erster Linie die Strahlung und nicht die Druckänderung maßgebend war, beweist der Umstand, daß diese nahezu linear fortschreitende Erwärmung schon um 11 Uhr 46 Min. einsetzte, also nicht nur schon 20 Minuten vor der Einleitung dieses Falles, sondern sogar noch bei langsam ansteigendem Ballon. Ebenso wenig nahm das Füllgas eine Notiz von dem um 12 Uhr 45 Min. einsetzenden zweiten Abstieg des Ballons.

Es wurde also bei beiden Abstiegen die Gastemperatur durch die bei ihnen selbstverständlich wirksame Ventilation nicht beeinflusst. Nur bei den beiden Aufstiegen dieser Fahrt, wo bei nahezu konstanten Strahlungsverhältnissen die Wirkung der Ventilation, der Wärme-

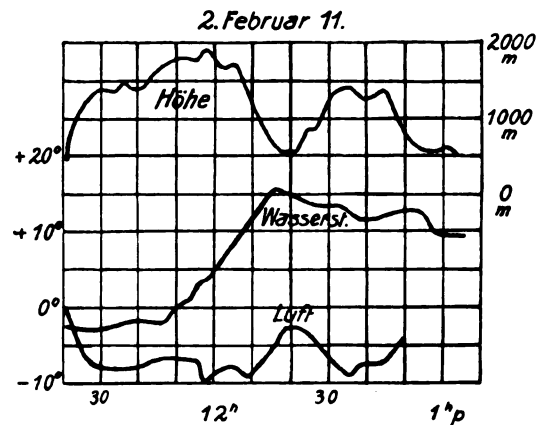


Fig. 4.

leitung an die kälter werdende Luft und der Druckabnahme in einem Sinne wirken konnten, kann aus dem Diagramm vielleicht ein Einfluß der Ventilation herausgelesen werden.

Bei der Fahrt vom 28. März 1911 (Fig. 5), mit der unsere Untersuchungen aus finanziellen Gründen leider bis auf weiteres ihren Abschluß gefunden haben, wurde das Ballongas noch stärkeren Vertikalbewegungen ausgesetzt, indem nicht bloß um 12 Uhr 22 Min. eine Fahrt am Schleppseil, sondern um 1 Uhr 16 Min. eine Zwischenlandung ausgeführt wurde. Bei dieser stieg einer der Fahrtteilnehmer aus; neuer Ballast wurde nicht eingenommen, so daß der Ballon in der Zeit von 14 Min. von 500 m auf 2600 m hinaufschöß.

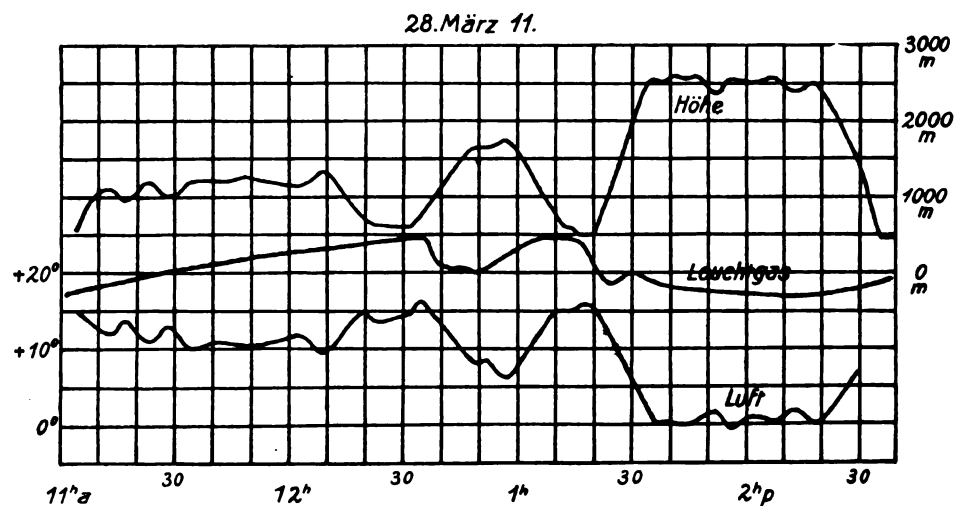


Fig. 5.

Infolge dieser Art der Führung wiederholten sich sämtliche bei der vorhergehenden Fahrt gegebenen Verhältnisse. Man vergleiche hierzu insbesondere die Gastemperaturen von 12 Uhr 9 Min. bis 12 Uhr 36 Min., von 12 Uhr 57 Min. bis 1 Uhr 24 Min. und von 2 Uhr 18 Min. bis 2 Uhr 39 Min.

* * *

Unsere bisherigen Ergebnisse können dahin zusammengefaßt werden:

Das Ballongas unterliegt während einer Fahrt zweierlei thermischen Einflüssen, nämlich Wärmeänderungen, welche mit den Änderungen des Druckes verbunden sind, sowie Änderungen, bei welchen die Ballonhülle als Zwischenmedium in Frage kommt, das sind Wärmeleitung und Wärmestrahlung. Bei der Wärmeleitung kommen als extreme Fälle in Betracht der mit der umgebenden Luft im Gleichgewicht befindliche Ballon und der gegen die umgebende Luft sich bewegende Ballon; im ersten Falle ist die Ventilation des Ballons gleich Null, während beim Auf- und Abstieg des Ballons sowie bei Schleppseilfahrten ein ventilerter Ballon vorliegt.

Entgegen den bisher über diese Frage aufgestellten Überlegungen¹⁾ ergab sich bei unseren Fahrten, daß quantitativ die Sonnenstrahlung als Faktor für die Innentemperatur so überwiegend ist, daß die übrigen oben angeführten Faktoren nahezu vollkommen zurücktreten. Intensive Sonnenstrahlung führt also der Ballonhülle und damit dem Ballongas in der Zeiteinheit eine solche Wärmemenge zu, daß die Gastemperatur, unbeschadet sogar entgegenwirkenden Änderungen, die durch Druck und Wärmeleitung bedingt sind, jeweils dem Maximalwert zustrebt, den sie erreicht, wenn in der Zeiteinheit ebensoviel Kalorien durch Strahlung aufgenommen als durch Strahlung an die umgebende Luft abgegeben werden.

Daß die Wärmeleitung des mit der Luft im Gleichgewicht befindlichen Ballons an die umgebende Luft zu vernachlässigen sein würde, war von vornherein wahrscheinlich; daß aber auch die Ventilation, der ein auf- und absteigender Ballon ausgesetzt ist, gegen die Strahlung vollständig zurücktreten werde, war überraschend; insbesondere der Ventilation durch die am Ballonkörper vorbeistreichende Luft hatte man stets eine große Bedeutung für die Ballonführung beigemessen²⁾.

Daß eine Wirkung der Ventilation nicht vorhanden ist, wenn intensive Strahlung herrscht, legt neuerdings die Vermutung nahe, daß ein Ballon eine dünne Schicht der ihn umgebenden Luft dauernd an sich fesselt. Der Nachweis des Bestehens einer solchen »Ballonatmosphäre« unter bestimmten Verhältnissen ist bereits bei früheren Fahrten des Münchener Vereins für Luftschiffahrt³⁾ erbracht worden.⁴⁾

München, April 1911.

Folgerungen aus den letzten Überlandflügen mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundfluges.

Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Fortsetzung.)

II. Technische Erfahrungen.

Die großen Überlandflüge wollten ihren Zweck, die Flugtechnik, besonders die Flugzeugindustrie zu fördern, auf zweierlei Weisen erreichen; einmal sollten einer großen Menge, die bisher nur zum kleinen Teil Flugzeuge überhaupt gesehen hatte, praktische Flüge vorgeführt werden, um so das Interesse und die Kauflust zu wecken, dann aber sollten die Flüge selbst Fingerzeige ergeben, an welchen Punkten bei den modernen Flugzeugen die Verbesserungen einzusetzen hätten. Für uns kommt natürlich nur das zweite — direkte — Mittel zur Entwicklungsförderung für eine Besprechung in Frage; wir müssen die Flüge ausschließlich von dem Gesichtspunkt aus betrachten, in der Flugmaschine das spätere Verkehrsmittel zu sehen, das sowohl in Friedenszeiten als auch im Kriege

wichtige Aufgaben zu erledigen hat. Nur mit Rücksicht auf diesen Zweck darf der Sport in diesem ersten Stadium einen Ausbau der Flugzeuge lenken, nicht aber durch Förderung eines Rennbetriebes die junge Flugtechnik in Bahnen hineindrängen, die über kurz oder lang doch wieder verlassen werden müssen. Wenn heute schon innerhalb kaum drei Wochen bei teilweise recht ungünstiger Witterung rd. 1600 km in der Luft zurückgelegt worden sind, so ist das ein Zeichen dafür, daß die Flugmaschine schon recht überraschende verkehrstechnische Fähigkeiten aufweist, wenn wir uns auch keineswegs verhehlen wollen, daß sie noch weit davon entfernt ist, brauchbar zu sein. Die Entwicklungswege jedoch sind uns durch viele Merkzeichen deutlich vorgeschrieben! Zunächst erfordert das Fliegen noch eine viel zu große körperliche Anstrengung, als daß es von jedermann ausgeübt werden könnte; es muß daher unbedingt eine Erleichterung der Betätigung der Steuerorgane gefordert werden, während anderseits die Ausbildung der Führer eine wesentlich eingehendere sein muß. Gerade diese letztere Eigenschaft — also das Können des Führers — muß bei allen Flügen scharf von der Leistungsfähigkeit der Apparate getrennt werden, weil sonst ganz falsche Bilder entstehen. Beim heutigen Stand der Motorentechnik muß nun stets damit gerechnet werden, daß jederzeit eine Notlandung erforderlich wird; eine solche braucht aber durchaus nicht immer die schlimmen Folgen zu haben, die wir so häufig kennen lernen mußten und das hängt in hohem Maße vom Führer ab. Er muß einmal (genügende Flughöhe vorausgesetzt) in der Lage sein, einen durchaus sicheren Gleitflug nach jeder Richtung auszuführen; viel wichtiger für ihn und seine Maschine ist es aber, daß er sofort klar von oben das richtige Landungsterrain erkennt oder daß er auf großen Spiralen eben diesen rechten Landungsplatz ausfindig zu machen sucht. Eine solche Terrainkenntnis sich im Flugzeug anzueignen, ist zum mindesten schwierig, weil der Anfänger vor allen Dingen mit der Bedienung des Apparates genügend zu tun hat; will man nun nicht von jedem Flugzeugführer verlangen, daß er eine längere Freiballonpraxis hinter sich hat — denn bei diesen Freifahrten allein kann man sich in aller Ruhe die Fähigkeit der Unterscheidung aller Gegenstände auf dem Erdboden aneignen — so muß es zunächst als Regel gelten, daß jeder Flieger zuerst eine Reihe von Passagierfahrten mit einem erfahrenen Beobachter steuert, der ihn auf alle Verschiedenheiten des Terrains aufmerksam macht und unter dessen Angabe er einige »Notlandungen« in irgend einem Gelände auszuführen hat. Erst dann erhält er die Erlaubnis oder die Berechtigung, Überlandflüge außerhalb des Flugplatzes allein auszuführen. Denn man muß sich von vornherein darüber klar sein, daß ein großer Teil des Kleinholzes der Notlandungen, der bisher einfach dem ungünstigen Terrain zur Last gelegt wird, in dubio nichts anderes bedeutet, als daß der Führer im geeigneten Augenblick nicht in der Lage war, das erreichbar günstigste Gelände aufzusuchen.

Daß eine Flugmaschine auch im Gleitflug noch mit Sicherheit die nötigen Wendungen ausführt, die zum Aufsuchen des besten Platzes nötig sind, das zeigen z. B. die beiden Landungen von Büchner vor Magdeburg und von König in der Vorstadtstraße Bielefelds. Besonders bei ersterer mußte Büchner erst einen Eisenbahndamm kreuzen und dann steil herab einem in einer Kurve abbiegenden Feldweg folgen. Dann aber müssen die Flugmaschinen mit einer Vorrichtung versehen sein, die den Auslauf tunlichst begrenzt, wie Vollmöller und König eine solche in ihrer Bremse besaßen. (Fig. 8 Tafel VII, Heft 16.) In vielen Gegenden, zumal in der Marsch mit ihrer großen Viehzucht, aber auch in Holstein und Westfalen sind die einzelnen ebenen Wiesen und Koppeln durch Drahtzäune und Hecken in so kleine Parzellen geteilt, daß auf dem sonst geeigneten Gelände an einen ordnungsgemäßen Auslauf nicht zu denken ist, so daß eine Bremsvorrichtung unbedingt nötig wird.

Zwischenlandungen, besonders aber die unfreiwilligen, sind überhaupt ein recht gutes Kriterium für die Beurteilung einer Tourenflugmaschine und gerade durch sie sind dem Ingenieur viele Fingerzeige für die Verbesserung des Fahrgestells gegeben. Die Brauchbarkeit einer Flugmaschine setzt eben aus zwei heterogenen Forderungen zusammen und es gilt nun, einen Kompromiß zu finden, der möglichst allen Ansprüchen gerecht wird; in der Luft während der Fahrt wird es sich

¹⁾ cf. F. Linke, Aeronautische Meteorologie 1911 I, S. 104.

²⁾ cf. F. Linke a. a. O.

³⁾ Jahresbericht des Münchener Vereins für Luftschiffahrt 1908, Anhang.

⁴⁾ Eine Abhandlung über die Gastemperaturen in einem Luftschiff wird demnächst erscheinen.

sicher empfehlen, nach Möglichkeit mit der größterreichbaren Geschwindigkeit zu fliegen; dadurch entgeht der Apparat den schädlichen Einwirkungen der Böen und hat andererseits den Vorteil des schnellen Ortswechsels für sich; bei der Landung und — wenn auch in geringerem Maße — beim Abflug ist jedoch eine geringere Eigengeschwindigkeit durchaus erstrebenswert. Eine Erhöhung der Geschwindigkeit durch starke Motoren und Beschneiden der Tragflächen bringt daher die größten Nachteile für Abflug und Landung mit sich, weil die Maschine überhaupt nur bei großer Relativgeschwindigkeit flugfähig ist und sie sich diese nicht mit Sicherheit erteilen bzw. bewahren kann, so lange sie noch in Berührung mit dem Erdboden ist. Natürlich wäre es am besten, wenn sich die Geschwindigkeit variieren ließe, so daß beim Abflug und bei der Landung eine wesentlich geringere Geschwindigkeit zur Verfügung stände; ob dies mit jalousieartig einstellbaren Tragflügeln oder mit verschließbaren Ventilöffnungen im Tragdeck zu erreichen ist, kann hier nicht entschieden werden; denkbar wäre auch ein weiterer Ausbau des Versuchs von Loew, den Einstellwinkel der Flügel zu verändern, jedoch müßte dann eine sichere Feststellung zum Gestell oder Rumpf erzwungen werden. Jedenfalls sind Fluggeschwindigkeiten über 80 bis 90 km für Tourenmaschinen nicht eher zulässig, bis nicht eine solche Variationsmöglichkeit geschaffen ist.

Jedoch auch bei geringen Fluggeschwindigkeiten bedingen die Landungen stets eine erhöhte Aufmerksamkeit, wenn nicht sogar eine gewisse Gefahr und es muß daher der Konstruktion des Fahrgestells weitestgehende Beachtung zugewendet werden. Vorher möchte ich noch auf etwas anderes hinweisen: bei fast allen harten Landungen ist es stets der rechte Flügel, der stark beschädigt wird. Das gibt doch zu denken! So weit mir über die verunglückten Apparate¹⁾ Material vorliegt, hatten die Schrauben, von hinten gesehen, einen Drehsinn im Sinne des Uhrzeigers, so daß die Reaktion des Drehmoments auf den linken Flügel kam; um diese auszugleichen, wird größtenteils von Anfang an der rechte Flügel etwas schwerer gebaut sein oder aber der Führer gewöhnt sich daran, den Apparat rechts stets ein wenig zu senken; stellt er nun vor der Landung den Motor ab, so müßte eigentlich durch eine Schwerpunktverschiebung oder eine ähnliche Funktion dieser Ausgleich wieder rückgängig gemacht werden, was aber wohl in der Aufregung vor der Landung unterbleibt, so daß die Maschine stets rechts aufstößt. Es wäre zu überlegen, ob hier nicht ein automatischer Ausgleich zweckmäßig wäre. Weiter ist bei einer Verbesserung des Fahrgestells die Schwerpunktslage der Maschine zu beachten. Tritt bei großer Landungsgeschwindigkeit und hochliegendem Schwerpunkt durch die Bodenberührung eine Hemmung des unteren Teils ein, so liegt die Gefahr des Überschlagens sehr nahe; ferner schnellen kleine Erdwälle einen solchen Apparat leicht in die Höhe, inzwischen ist aber die Geschwindigkeit unter die zum Fliegen nötige gesunken, weshalb der Apparat hinter dem Erdwall fast senkrecht herabstürzt. Bei gleichen Fällen, aber tiefliegendem Schwerpunkt genügen kurze heftige Rucke am Höhensteuer, um kleine Terrainschwierigkeiten zu überspringen, wodurch die Gefahr des jähen Falles wesentlich gemildert wird.

Hiermit sind wir schon etwas zur Frage der Sitze übergegangen, durch welche die Schwerpunktslage wesentlich bestimmt wird; die läßt sich auch eigentlich nicht vom vorigen Punkt trennen. Der Führer muß unbedingt das Fahrgestell vollständig überblicken können, wenn eine gute Landung nicht lediglich Glückssache bleiben soll. Insofern sind die Zweidecker sehr im Vorteil, da bei ihnen der Ausblick in keiner Weise eingeschränkt wird, doch zeigt schon die Anordnung Rumplers bei der Taube mit den beiden Fenstern, daß sich auch beim Eindecker ein Weg finden läßt; allerdings müßte man hier vielleicht noch einen Schritt weiter gehen und auch den Boden unter dem Führersitz durchsichtig machen. Eine Mittelkufe, sofern sie nur tief genug unten liegt, ist sehr empfehlenswert, weil sie bei gleichem Gewicht stärker als zwei Kufen zu bauen ist, ihre Lage muß jedoch so bestimmt werden, daß sie im Verein mit einer der Seitenkufen den Flügeln bei gleichzeitiger Bodenberührung verhindert, daß das Rad

einen zu großen Stoß erhält. Die zwei oder vier Anlaufräder auf eine gemeinsame Achse zu setzen, möchte ich nicht empfehlen, da sie dadurch an Anpassungsfähigkeit gegen das Gelände einbüßen, ohne irgendwelchen Vorteil dafür zu bieten; auch die von Anfang an durchgebogene Achse der Dornerapparate dürfte diesem Mangel nicht abhelfen. Recht hübsch ist dagegen die Bauart der Albatroswerke mit den beiden Räderpaaren, die beiderseits der Kufen auf kurzen Wellenstümpfen frei reiten. Man sieht in schwierigem Terrain deutlich, wie sich die Räderpaare gegeneinander verschieden einstellen, was bei fester Achse nur durch einseitiges Aufliegen oder große Beanspruchung der Federung möglich wäre. Diese Federung des Gestells sollte tunlichst auch nur durch Zugfedern oder Gummischnüre erzielt werden; Druckfedern werden ungleich schwerer und bedürfen stets einer Führung, die im geeigneten Moment doch abbricht.

Bei Zweideckern ist bis jetzt die Anordnung von zwei Kufen die übliche, jedoch ist es durchaus denkbar, auch hier zur Mittelkufe überzugehen und statt dessen die Tragflügelenden durch besondere Gleitbügel oder dgl. zu schützen.

Ist das Fahrgestell in der gewünschten Weise ausgebaut, dann haben wir auch ohne weiteres den richtigen Platz für den Fluggast, d. h. den Reisenden gefunden, der lediglich mit der Flugmaschine befördert werden will und hierbei vielleicht noch besondere Erkundungsaufgaben lösen muß — jedenfalls aber nichts mit der Führung und Navigierung zu tun hat. Dieser Passagier gehört nämlich unter das Tragdeck. Erstens ist dieser Platz für jedermann leicht zu erreichen, was man von den bisherigen nicht gerade behaupten kann, dann aber bietet er auch die beste Übersicht, und endlich ermöglicht er ein verhältnismäßig ruhiges Arbeiten (Aufzeichnen, Photographieren usw.) ungestört durch den Motor. Im Fahrgestell läßt sich auch mit geringer Mühe ein bequemer Sitz schaffen, während dies in der Nähe der Maschinenanlage kaum denkbar ist; endlich aber — und das ist wohl der zwingendste Grund — müssen wir uns allmählich mit dem Gedanken vertraut machen, zur Führung einer Tourenmaschine zwei Führer mitzunehmen, von denen der eine die Navigation übernimmt und den Motor bewacht, während der andere steuert, wobei jedoch stets die Möglichkeit vorgesehen werden muß, daß sie sich gegenseitig ablösen. Wir haben beim Rundflug genugsam gesehen, daß die Sicherheit des Fliegens mehr als bei jedem anderen Verkehrsmittel von der Aufmerksamkeit des Führers abhängt; so mußte z. B. Lindpaintner am letzten Flugtag gegen einen Wind von fast 18 m/Sek. ankämpfen, was ihn derart ermüdete, daß er nach der Landung fast zusammenbrach (er brauchte für eine Entfernung von 43 km mit seinem 95 km fliegenden Farmanapparat 85 Minuten).

Und nun die Sitze überhaupt. Mehr noch als bei den vorigen Flügen hat es sich gezeigt, daß die Unterbringung der Insassen von großer Bedeutung für die Leistung der Flugmaschine ist; besonders bei schlechter Witterung bedarf der Fahrer eines gewissen Schutzes, um einen längeren Flug durchzuführen. Daher muß verlangt werden, daß die Steuerung körperlich mühelos betätigt werden kann; zu diesem Zweck ist z. B. das Feststellen des Steuerhebels von Vorteil, wenn nämlich die Maschine eine gewisse automatische Stabilität besitzt, so daß der Führer zeitweise das Rad loslassen kann. Die Betätigung durch eine Rad-Hebel-Konstruktion halte ich für die günstigste, zumal wenn sie dem Körper so nahegerückt wird, daß die Ellenbogen des Führers aufgestützt werden können. (s. Rumpler und Harlan.) Doch hiermit ist es noch nicht geschehen: wenn sämtliche Steuerorgane hinten liegen, hat der Flieger gar kein verlässliches Bild dafür, wie weit er ein Steuer betätigt hat, zumal er in großen Höhen sich nicht mehr auf sein Gefühl verlassen kann. So muß denn die Nullstellung sämtlicher Steuer auf einem zum Sitz festen Punkt markiert und vielleicht auch eine gewisse Einteilung bis zum Maximalausschlag gegeben werden. Erst durch diese Marken weiß der Führer zu jeder Zeit, wie er seine Steuer ausgelegt hat, und kann danach beurteilen, wie sein Apparat in der Luft liegt.

Eine Verkleidung der Sitze und Gestänge empfiehlt sich schon mit Rücksicht auf den geringeren Luftwiderstand, allerdings darf sie dann nicht wie bei der Aviatik am Sitz stumpf aufhören, weil dadurch Saugwiderstände hervorgerufen werden,

¹⁾ und zwar über Eindecker.

sondern sie muß sich hinter dem Sitz gut wieder schließen und so die Luft sanft wieder einlenken. Natürlich läßt sich dies bei hinten sitzendem Motor schwer durchführen, was wieder für die Anordnung der Eindecker spricht. Aber noch zwei weitere Nachteile birgt diese Konstruktion in sich. Der Motor entzieht sich so gänzlich der Beobachtung; lediglich das Gehör vermag Unregelmäßigkeiten festzustellen und doch ist gerade diese Beobachtung notwendig. Bei Schauenburgs Wrightmaschine stellte der Passagier nach kurzem Flug vor Brandenburg ein Anlaufen der Kupferkühlmäntel fest, die Kühlung funktionierte also nicht, und ein sofortiges Landen hätte vielleicht ein Festbrennen der Kolben vermeiden lassen, aber die geringe Verständigungsmöglichkeit im Apparat ließen Schauenburg die Landungsnotwendigkeit erst einschätzen, als der Motor schon aussetzte. Weiter bringt der hinten sitzende Motor die Insassen bei harter Landung stets in Gefahr, durch Nachvornrutschen desselben erdrückt zu werden, wenn nicht ein so starkes Fundament wie bei Euler geschaffen wird, das dann allerdings leicht das Höhensteuer beim Aufkommen zerbricht. Weil auch häufig das untere Tragdeck durch die Masse des Motors bei der Landung zerdrückt wird, gilt es für Führer als Regel, sich durch einen Klimmzug am Oberdeck hochzuschwingen. Die Benzinbehälter müssen so angebracht sein, daß sie für den Insassen keine Gefahr bedeuten können; sie müssen hinlänglich stark bemessen werden, um ein Ausfließen zu verhindern (ich erinnere an das schreckliche Verbrennen des Leutnants Princeteau) dann aber doch so nachgiebig, daß sie beim Zusammenstoß mit dem Körper keine ernstlichen Verletzungen herbeiführen. Der Führerplatz ist nun mit derart vielen Instrumenten, Hebeln, Schaltern usw. umrahmt, daß es teilweise schwer fällt, für den Führer selbst den genügenden Bewegungsraum frei zu behalten, und doch ist dies mit aller Bestimmtheit zu verlangen, da sonst durch schnelle Bewegungen event. Funktionen eingeleitet werden, die absolut nicht beabsichtigt waren und nun direkt gefährlich werden können; so wollte sich Schauenburg in Kiel bei einem Schauflug die Brille zurechtrücken, kam aber zufällig gegen den Ausschalter, der Motor blieb sofort stehen und Schauenburg mußte im Gleitflug auf ungeeignetes Terrain heruntergehen. Die Sitzmöglichkeit muß in jedem Fall auch ohne ein Anschnallen ausreichen, ein Herausstürzen zu verhindern, weil z. B. Winziers sonst ohne Hilfe vielleicht in dieselbe üble Lage wie der unglückliche Frey auf seiner Romfahrt gekommen wäre. Eine Berücksichtigung mehrerer der vorstehenden Punkte hat Dörner zu seiner Anordnung der Maschinenanlage unter dem Tragdeck geführt und es ist recht bedauerlich, daß sich diese Konstruktion wie auch der Gradeapparat nicht an den großen Etappenflügen beteiligt hat, da wir jedenfalls um viele Erfahrungen reicher geworden wären.

Eins ist auch bei Dörner bedenklich; sein Apparat hat dies mit den Zweideckern gemein: die Unterbringung des Propellers zwischen den Gestängen zum Schwanz. Bei der hohen Wichtigkeit, die dem Höhensteuer für die Ausführung eines sicheren Gleitfluges beizumessen ist, bedeutet es stets eine gewisse Gefahr, derart hohe Zentrifugalkräfte, wie sie beim Propellerbetrieb, zumal beim Rotationsmotor, auftreten, sich frei zwischen den Steuerungsdrähten entwickeln zu lassen. Alle diese Gesichtspunkte sprechen für das Nachvornelegen der Maschinenanlage, zumal der mit hoher Tourenzahl rotierende Propeller den Ausblick nach vorn fast gar nicht behindert.

Diese Anordnung bietet noch einen weiteren Vorteil, das ausstritzende Öl durch eine Schutzhaube auffangen zu können, während es sonst bei hinten liegender Maschinenanlage stets von der Schwanzfläche aufgenommen wird und hier das sehr lästige Hängen des Schwanzes verursacht. Auch dies wäre vielleicht durch einen metallbelegten Bespannungsstoff am einfachsten zu verhindern. In gewisser Weise verhütet Jeannin sowohl das Ansetzen von Ölrückständen auf den Tragflügeln sowie das Aufsaugen von Regen durch einen Anstrich des Stoffes mit »Cellulon«. Die Bespannungsfrage ist überhaupt noch nicht in einwandfreier Weise gelöst, denn verschiedene Apparate waren durch das regnerische Wetter so naß und dadurch schwer geworden, daß sie überhaupt nicht in die Höhe zu bringen waren; das

haben mehr oder weniger Ein- und Zweidecker erfahren müssen. Die Aeroplanstoffe müssen bei großer Leichtigkeit doch die Eigenschaft haben, kein Wasser aufzunehmen, was um so mehr gefordert werden muß, als auch die Holzteile, die unter der Bespannung liegen, durch die Nässe leiden.

Das bringt uns auf die große Frage: soll das jetzt verwendete Holz passender durch Stahl ersetzt werden? Das ist jedenfalls nur mit gewissen Einschränkungen zu beantworten; Stahl und Holz haben ihre Vor- und Nachteile und sind daher im Flugzeugbau beide daseinsberechtigt. Holz ist seinem jeweiligen Zweck am leichtesten in der besten Form anzupassen, es ist ferner das gegebene Ersatzmaterial, das eine Tourenmaschine natürlich an Bord mit sich führen muß; es kann in einfachster Weise und ohne besondere Werkzeuge als Ersatz eingebaut werden und hat nur den Fehler, sehr unter der Nässe zu leiden. Stahlrohr dagegen — und nur dieses kommt im Flugzeugbau in Betracht — erhält bei gleichem Gewicht und gleicher Widerstandsfähigkeit wie Holz eine so geringe Wandstärke, daß es gegen seitliche Stöße sehr empfindlich wird. Leicht ausgeführte Eck- und Verbindungshülsen aus Stahlblech sind dagegen sehr empfehlenswert, weil sie gleichzeitig einen sicheren Angriffspunkt für die Spanndrähte bilden.

Ein anderer sehr wichtiger Punkt, der vielleicht erst jetzt in seinem Einfluß kennen gelernt wurde, ist die Zerlegbarkeit eines Flugzeugs in transportfähige Teile. Gerade hierauf muß der Konstrukteur von vornherein großen Wert legen; diese Demontage muß dann aber so schnell vor sich gehen, daß der Zeitverlust kein übermäßig großer wird; außerdem muß die Art und Weise der Demontierung so einfach sein, daß sie durch irgendwelche Arbeiter unter Leitung des Fliegers vorgenommen werden kann; denn die Begleitautos mit den eingearbeiteten Mechanikern dürfen auch nur eine vorübergehende Erscheinung im Entwicklungsstadium bleiben. Beim Eindecker ist es das Gegebene, vom Rumpf die beiden Flügel abzutrennen und nun die drei Teile: Rumpf mit Schwanz einerseits, die beiden Flügel anderseits zu transportieren. Beim Zweidecker ist es wohl am besten, die Zelle auf dem Fahrgestell um 90° drehbar zu machen, das Verbindungsgestell mit dem Schwanz aber abzuschrauben, so daß sich hier zwei Einzelteile ergeben. Auf diese Weise müßte es möglich sein, wenn die Notlandung einmal auf kleinem Platz (dank der Bremse) erfolgt ist, den Apparat schnell zu demontieren und auf dem nächsten freien Platz, event. der Straße, wieder in wenigen Stunden zum Abflug vorzubereiten.

Wenn es noch einmal kurz zusammengefaßt werden soll, so haben wir gesehen, daß die Zwischenlandungen — durch welche Ursache sie auch immer herbeigeführt werden mögen — und ihre Zahl eine gute Grundlage für die Beurteilung eines Flugzeugs bilden. Rennmaschinen kommen durch sie ohne weiteres ins Hintertreffen, weil sie eben diese Landungen nicht mit der genügenden Sicherheit auszuführen vermögen; (Winziers konnte nicht einmal den allerdings schlechten Kasseiler Flugplatz benutzen, sondern mußte auf einer benachbarten Wiese niedergehen); leichte Maschinen ohne übermäßige Geschwindigkeit, die lediglich zur Ergänzung ihrer Betriebsstoffe landen müssen, können diese Landung in der Regel glatt ausführen; handelt es sich daher um Flüge in bewohntem Terrain, wo die Ergänzung von Öl und Benzin ohne Schwierigkeit möglich ist, so haben diese leichten und wegen des kleinen Motors auch billigen Maschinen einen gewissen Vorteil. Müssen jedoch größere Strecken ohne solche Ergänzung zurückgelegt werden, so dürfte der Typ der solid gebauten, etwas schwereren Flugzeuge, wie wir sie schon jetzt an erster Stelle finden, sich als der brauchbare herausstellen.

Das wären also in großen Zügen die wichtigsten Punkte über die Flugzeuge selbst; wir haben gesehen, daß sich die Maschinen in der Luft tadellos benommen haben, daß aber die — unfreiwilligen — Landungen fast stets Anlaß zu irgendwelchen Ausständen gegeben haben. Wenn wir uns nun fragen, wodurch die vielen Landungen hervorgerufen sind, so gibt es zwei Antworten: entweder war der Motor die Veranlassung oder aber die Orientierung ging infolge der schlechten Witterung verloren. Wenden wir uns zunächst einmal dem ersten Grund zu, so kommen wir damit auf den wunden Punkt moderner Flugtechnik überhaupt zu sprechen: den Motor und seine geringe Zuverlässigkeit. Betrachten

wir die letzten Flüge mit ihren größeren und kleineren Unfällen, stets ist es der Motor, der direkt oder indirekt die Veranlassung gegeben hat. Unwillkürlich drängt sich hier ein Vergleich mit dem ersten Entwicklungsstadium des Automobils auf; auch hier konnte man bei fast allen Berichten den Motordefekt finden und der »geplatze Motor« wurde zu einer stehenden Redewendung in allen Berichten der Tageszeitungen. Ebenso wenig wie diese Redensart derzeit, abgesehen von ganz vereinzelten Fällen, zutraf, handelt es sich jetzt bei allen Motordefekten um wirkliche Schäden des Motors, und eine gründliche Nachforschung ist daher stets geboten. Geht man vielen Motorpannen auf den Grund, so findet man letzten Endes einen Benzinmangel als Ursache des Versagens, und hier besonders muß die Aufmerksamkeit des Führers einsetzen, um dies zu verhindern. Es ist eine so kleine Mühe, vor dem Abflug sich am Stand des Schwimmers nach dem Benzinvorrat umzusehen und sich dann mit Hilfe des durchschnittlichen Verbrauchs die Zeit zu markieren, bei welcher bestimmt eine Landung zur Benzinergänzung gemacht werden muß; diese geringe Arbeit sollte sich der Führer nie von jemand anders abnehmen lassen. Hat der Führer so stets einen Anhaltspunkt vor sich, wie lange er sich wenigstens nach der Seite des Benzinvorrats auf seinen Motor verlassen kann (vorsichtigerweise wird man stets mit ein paar Litern als eisernen Bestand rechnen), so werden eine ganze Reihe zum Teil unglücklich verlaufener Notlandungen vermieden. Am schlimmsten sind wohl die beiden Fälle von Cei über dem Pariser Vorort Puteaux und Schendel-Voß in Johannisthal verlaufen, aber auch der Grade-Flieger Schall entging in Kiel wahrscheinlich nur durch einen glücklichen Zufall dem schweren Absturz, denn er konnte nach einem steilen Abstieg von 160 m noch in etwa 15 m seine Maschine wieder aufrichten. Es müßte bei Höhenflügen als Regel gelten, nie bis zum letzten Tropfen Benzin in der Höhe zu bleiben und dann auf einen guten Gleitflug zu vertrauen. Unternimmt der Führer selbst die Kontrolle über seinen Vorrat an Betriebsstoffen, so ist er auch vor solchen Mißverständnissen geschützt, dem Reichardt seine schwere Landung mit vollständigem Bruch des rechten Flügels bei Burg verdankt, daß nämlich der Mechaniker die Maschine lediglich auf einen kurzen Probeflug vorbereitet und trotzdem direkt der Etappenflug angetreten wird. Gerade beim heutigen Stand der Flugtechnik ist es doppelt notwendig, auch durch Beachtung dieser selbstverständlichen Kleinigkeiten dafür zu sorgen, daß das Fliegen nicht durch unnötige Unfälle in Mißkredit gerät.

Dann aber kann der Benzinmangel auch durch Rohrbruch oder irgendeine Leitungsundichtigkeit entstehen und hiermit kommen wir auf das Gebiet der Zuverlässigkeit von Dichtungen, die leider sehr zu wünschen übrig läßt. Die Benzin- und Kühlleitungen bilden eben dieser Dichtungen wegen eine stete Gefahrquelle für den Motor und haben auch bei den Flügen zu vielen Landungen Anlaß gegeben. Nicht immer ist der Schaden so leicht zu beheben wie z. B. bei Büchners Argus-Motor, bei dem ein geplatztes Benzinrohr mit einem Gummischlauch geflickt wurde. Solche Fehler werden sich wohl nie ganz vermeiden lassen; sie sind aber auch derart, daß man vom Führer verlangen muß, sie mit Bordmitteln zu beheben. Anders ist es mit dem Verlegen der Leitungen überhaupt; hier könnte noch viel verbessert werden, wenn man sich stets vor Augen hält, daß im Flugzeug eigentlich nichts zu einander genau fixiert ist, daß also alle Verbindungen so weich und nachgiebig wie möglich sein müssen. Das gilt vor allen Dingen von der Kühlrohrleitung, welche mit verschiedenen durchaus weichen Zwischenstücken versehen sein muß, so daß sie einer Lagenänderung der Einzelteile stets folgen kann. Natürlich trifft das Vorgesagte auch auf den Kühler als solchen zu, denn auch bei ihm sind die vielen Lötstellen ebenso viele Unsicherheiten, und daher erscheint mir eine möglichste Trennung des Kühlers vom Motorfundament, das doch noch erhebliche Erschütterungen des Motors aufnehmen muß, als das zweckmäßigste; Bauarten, wie sie Rumpler an den Seiten des Rumpfes vorsieht, sind entschieden der festen Verbindung von Kühler und Motor (Dorner) vorzuziehen.

Eine weitere Ursache, viel Benzin zu verlieren, ist das Undichtwerden der Benzinventile, das häufig dadurch eingeleitet wird, daß diese mit den sehr dünnwandigen Behältern ungenügend verbunden sind. Alle diese Gründe lassen es wünschenswert erscheinen, einen Benzinstandsanzeiger grundsätzlich

vorzusehen, der etwa in der Art der pneumatischen auf Schiffen für die Bodenzellen gebräuchlichen anzuordnen wäre.

Bisher haben wir als Motordefekt eigentlich nur nebensächliche Ursachen kennen gelernt, von denen man ohne weiteres annehmen kann, daß unsere vorgeschrittene Technik sie in kurzer Zeit verschwinden lassen wird; es kann denn auch mit Genugtuung konstatiert werden, daß wirklich schwere Motordefekte während der Flüge nur so vereinzelt vorgekommen sind, daß man sie mehr als unglückliche Zufälle bezeichnen kann. Am bedauerlichsten ist wohl der Kurbelwellenbruch des österreichischen Daimler-Motors in Vollmöllers erster Maschine. Wenn es natürlich auch absolut richtig ist, daß ein derartiger Kardinalschaden nicht vorkommen darf, so muß doch andererseits festgestellt werden, daß von einer zu geringen Dimensionierung nicht die Rede sein kann, daß auch die Bearbeitung des Stückes, wie sich bei der Besichtigung herausstellte, in durchaus sachgemäßer Weise vor sich gegangen ist, so daß man zu der Annahme gezwungen wird, daß ein von Anfang an vorhandener, jedoch nicht nachweisbarer Materialdefekt durch eine Kette von Zufälligkeiten, Stößen und dgl. sich zu einem schweren Fehler ausgewachsen hat, der dann den Bruch herbeiführte. Gegen solche Zufälligkeiten sind wir aber machtlos; die können sich auch bei den vollkommensten Apparaten, die eben mit tunlichst geringer Dimensionierung ausgeführt werden sollen, einstellen.

Was sonst an Brüchen am Motor zu verzeichnen ist, geht alles auf das Konto der Ventile und ihrer Federn. Und hier scheint doch eine etwas größere Dimensionierung am Platz zu sein. Die Federn sind tatsächlich bei den meisten Motoren zu hoch beansprucht, besonders, wenn man berücksichtigt, daß bei der Massenfabrikation nicht allzu peinlich auf richtige Behandlung des Materials bei der Herstellung geachtet wird.

Eine nicht zu unterschätzende Ursache für Versager bildet dann noch das gewählte Schmiermaterial; wenn es auch nur einmal vorgekommen ist, daß eine Kurbelwelle sich warmgelaufen hat (Lindpaintner) so werden doch viele Mängel an den Zündkerzen durch Verrußen verursacht sein. Auch hier eröffnet sich der Industrie noch ein weites Betätigungsfeld, ein Öl zu schaffen, das keinerlei Verbrennungsprodukte hinterläßt, ohne jedoch den hohen Preis von Rizinusöl zu besitzen.

Endlich muß dem Vergaser die größte Beachtung zugewandt werden, der sich noch immer nicht in befriedigender Weise dem schnellen Höhenwechsel mit seinem verschiedenen Luftdruck anpaßt und der auch die Nachteile feuchter Nebelluft noch nicht auszuschalten vermag. Das häufige Versagen des Motors bei feuchter Witterung, mit der wir nun einmal in Deutschland rechnen müssen und die besonders in den sonst günstigen Morgenstunden vorherrscht, ist in erster Linie auf die unrichtige Zusammensetzung des Gemisches zurückzuführen, die dann event. noch mit schwacher Zündung zusammenfällt. Wie häufig mußten wir es beobachten, daß der Motor einfach nicht auf die nötigen Touren kam, und so einen Aufstieg unmöglich machte. In vielen Fällen trägt allerdings die Gewohnheit dazu bei, daß sich die Maschinen beim Start zusammendrängen und nun die erste alle übrigen mit Sand überschüttet; wenn dann noch eine gewisse Ungeduld des Führers dazu kommt, der den Motor am Stand nicht erst sich etwas auf Temperatur laufen läßt, ehe er ihn beansprucht, so ist ein baldiges Aussetzen des Motors nach kurzem Flug nicht weiter verwunderlich. Jedenfalls ist der Vergaser das Zubehörteil, von dem die Zuverlässigkeit unserer heutigen Motoren in hohem Maße abhängt, und eine Verbesserung desselben ist gleichbedeutend mit einer Vervollkommenung unserer Flugmotoren.

Noch ein paar Worte über die Systeme: Bei allen deutschen Flügen haben die deutschen stehenden Zylinderanordnungen mit indirekter Luftkühlung sich so gut bewährt, daß sie den Vergleich mit den Gnommotoren in jeder Weise aushalten. Das rührt zum größten Teil von der übersichtlichen Anordnung her, die eine teilweise Kontrolle auch während des Betriebes ermöglicht, besonders wenn der Motor vor dem Führer oder seinem Beobachter sitzt. Die etwas schwerere Anordnung fällt fast gar nicht ins Gewicht, denn auch die Gnommotoren sind durchaus nicht so leicht, wie es immer heißt, weil der große Verbrauch an Betriebsstoffen ein kleines Einheitsgewicht sehr bald mehr als ausgleicht. Wenn die Gnommotoren trotzdem so beliebt sind, so liegt dies ein-

fach an ihrer Zuverlässigkeit und Betriebsbereitschaft; beides muß aber, wie eine einfache Überlegung zeigt, von stehenden Motoren in noch viel höherem Maße erreichbar sein und es wäre nur zu wünschen, wenn wirklich große Werke sich ernstlich und unter Aufwendung von Versuchskosten daran machten, einen brauchbaren, für Dauerbetrieb geeigneten, nicht versagenden Motor mit einem geringen Betriebsmittelverbrauch zu konstruieren.

Die geringere Lebensdauer infolge höheren Verschleißes, der teure Betrieb wegen schlechter Ausnutzung des Brennstoffes und recht hohen Ölverbrauches und die teure Präzisionsarbeit sprechen so sehr gegen die etwaigen Vorteile des fortfallenden Kühlers, der fortfallenden freien Massenkräfte, daß eine Verbesserung des stehenden Motors als durchaus empfehlenswert zu bezeichnen ist.

Aus alledem ging hervor, wie sehr noch der ganze Flug vom richtigen Arbeiten des Motors abhängig ist, es dürfte daher wohl eine Vorbedingung für jeden Flieger sein, sich mit dem Motor durchaus vertraut zu machen. Wenn nun auch nicht jeder Flieger ein Motorfachmann sein kann, so müßte er doch so viel Praxis mitbringen, um über die einfachsten Ursachen der Aussetzer sofort im Klaren zu sein.

Als weitere Notwendigkeit, unfreiwillige Landungen vorzunehmen, haben wir vorhin die mangelnde Orientierung kennen gelernt und gerade auf diesem Gebiet haben wir bei den letzten Flügen große Erfahrungen gesammelt. Während beim Oberrhein- und auch beim Sachsenflug von der Organisation Generalstabskarten 1 : 100 000 ausgegeben wurden und die Flieger sich bei einer Instruktion vor dem Fluge die passendste Flugbahn einzeichneten und besonders markante Punkte, auf die sie aufmerksam gemacht wurden, ebenfalls markierten, hatte der Verein deutscher Flugtechniker für jeden Etappenflug eine besondere, schmale Karte anfertigen lassen, deren Längsrichtung stets die Luftlinie der beiden Orte bildete, während auf der Rückseite der Landungsplatz in größerem Maßstab eingezeichnet war. So hübsch die ganze Sache ausgedacht war, sie scheiterte an der Unzulänglichkeit des verwendeten Kartenmaterials, so daß die Flieger sich bald nicht mehr auf die Karten verlassen wollten. Als recht zweckmäßig erwies sich jedoch das Merkbuch mit den perforierten Beschreibungen der einzelnen Tagesstrecke, weil so jede Seite (die einer Etappe galt) leicht für sich benutzbar wurde. Allgemein eingebürgert hat sich bei den Fliegern und ihren Beobachtungs-offizieren die in lange schmale Streifen zerschnittene und aneinander geklebte Karte des ganzen Fluges, die dann so über zwei Rollen geleitet wird, daß sie vor und zurück abrollbar ist. Reichardt hatte sich der Übersichtlichkeit wegen die Ravenssteinsche Automobilkarte (1 : 300 000) in einem Behälter in Augenhöhe angebracht, mußte natürlich wegen der schnellen Fortbewegung und des großen Maßstabes recht häufig ein Verstellen der Karte vornehmen; Büchner und Steffen arbeiteten mit der Generalstabskarte (1 : 100 000), hatten aber dabei die recht hübsche Einrichtung getroffen, daß die blau eingezeichnete Flugstrecke durch kleine Querstriche unterteilt wird, welche den Luftweg angeben, den die Flugmaschine in fünf Minuten ohne Wind zurücklegen würde, während der Passagier dann während des Fluges die tatsächlich geflogene Linie einzeichnete. Bei dieser Maschine hatte der Passagier neben sich einen kompensierten Kompaß, so daß er mit Hilfe der Uhr, des Kompasses und der Karte ähnlich wie auf See navigieren konnte. Daß während der großen Flüge so selten ein weiteres Verfliegen vorgekommen ist, liegt wohl zum größten Teil daran, daß die Beobachtungs-offiziere, die auch vielfach der Marine angehörten, ihre Erfahrungen in freimütigster Weise austauschten und somit jeder vom andern lernen konnte. An diesem Schulbeispiel sollte man sich endlich einmal davon überzeugen, daß die von Technikern so gern geübte Geheimniskrämerei nur einer ungeheuren Arbeitsvergeudung gleichkommt, die gerade unserem Beruf schlecht ansteht; viele üble Enttäuschungen würden erspart werden können, wenn endlich einmal mit diesem System gebrochen wird.

Die Flüge haben aber auch einwandfrei bewiesen, daß alle zur Unterstützung der Orientierung gemachten Vorschläge, als Ausgießen der richtigen in der Flugrichtung liegenden Hauptbahngleise mit Kalk und gleichzeitiges Sperren

der irreführenden Gleise durch einen weißen Querstrich, das Bemalen der Stationsgebäude mit mannsgroßen weißen Ziffern, das Aussetzen von Flaggen an Kirchtürmen, das Auflassen von kleinen (3 m Durchmesser) Richtungsballonen, sowie das Unterhalten von schwälenenden Feuern von gar keinem Nutzen sind und das ist vom Standpunkt der weiteren Entwicklung nur mit Freuden zu begrüßen. Die Flieger brauchen auch nichts weiter als alle anderen Reisenden, welchen Gefährts sie sich auch bedienen mögen, nämlich die Karte und es ist lediglich nötig, diese Karte so zweckmäßig wie möglich auszugestalten, was bei der Generalstabskarte am einfachsten durch farbige Markierung der Wälder, bewohnten Komplexe, und Wasser geschieht. Mit solcher Karte und einem gut aufgehängten Kompaß für unsichtiges Wetter ist eine hinreichende Navigierung möglich. Gerade aus diesem Grunde halte ich es für sehr wünschenswert, wenn sich der Flieger ein gutes Vergleichen der Karte mit dem Gelände zur Vorbedingung macht, ehe er an größere Überlandflüge herangeht. Es ist nun in keiner Weise einzusehen, warum der Flieger sich diese Kenntnis nicht während der viel ruhigeren Freiballonfahrten aneignen soll, sondern unbedingt sofort sich in eine Flugmaschine setzen muß, wie es von einigen Fachblättern gewünscht wird; der Überblick ist in beiden Fahrzeugen gleich, die Geschwindigkeit relativ zum Gelände kann auch im Freiballon recht erheblich werden und dazu kommt als Plus des Ballons noch die Ruhe hinzu, mit der sich der Anfänger der einen Aufgabe hingeben kann; das spricht doch entschieden für diese Vorschulung. Besondere Landungsplätze bei Flugveranstaltungen markiert man in nächster Nähe ein Feuer, aber so, daß der Rauch auch im ungünstigsten Fall nicht das Landungsterrain verdeckt; diese eigentliche Landungsstelle bezeichnet eine große, weiße Fahne, die lebhaft geschwenkt wird. Ballone, falls sie nicht mindestens 250 bis 300 m hoch aufgelassen werden, sind überhaupt nutzlos und bieten durch ihre Auflaßleine nur eine unnötige Gefahrquelle.

Der gewöhnliche Kompaß ist wegen der nicht erkennbaren Abdrift durch den Seitenwind nicht ohne weiteres für eine Zielfahrt im Nebel brauchbar, aber es ist nur eine Frage der Zeit, daß wir einen passend konstruierten und eingehängten Kompaß erhalten, der diesen Mangel ausmerzt. Bereits Ende 1910 machte D a l o z im »Aérophile« einen recht hübschen Vorschlag, der aber allem Anschein nach bis jetzt noch nicht in die Praxis umgesetzt ist. Die von ihm vorgeschlagene Kompaßmodifikation sieht unter einer Magnetnadel eine durchsichtige Glimmerscheibe vor, auf der ein System paralleler Linien angebracht ist; die Magnetnadel nimmt im allgemeinen die Glimmerscheibe mit, jedoch läßt sich diese auch gegen die Nadel verdrehen. Unterhalb dieses Systems ist eine Linse angebracht, die ein getreues Bild des unter der Maschine sich abrollenden Geländes auf die Scheibe wirft. Ist dieser Kompaß in richtiger Weise aufgehängt (und das dürfte wohl nicht auf unüberwindbare Schwierigkeiten stoßen), so müßte sich der Führer vor dem Start genau eine Linie markieren, die der wahren Flugbahn entspricht (d. h. diese Linie muß mit dem Meridian des Startortes denselben Winkel einschließen wie die Flugbahn) und nun im Fluge seine Maschine genau mit ihrer Längsachse über diese Linie führen, während er gleichzeitig die Glimmerscheibe so einstellt, daß die parallelen Linien parallel zur Flugzeuglängsachse und daher auch zur Richtlinie werden. Da dieses Einstellen bei laufendem Motor geschieht, hat man gleichzeitig den Einfluß der Maschinenanlage auf die Kompaßwirkung in einfachster Weise kompensiert. Nunmehr kann der Flieger mit seiner Maschine ruhig ab und zu in Nebel geraten; wenn er bei den Durchblicken nur stets darauf achtet, daß sich alle Punkte des sich auf der Glimmerscheibe spiegelnden Geländes parallel zu den angegebenen Linien verschieben so ist ein großes Abweichen von der Flugbahn ausgeschlossen. In ähnlicher Weise soll bei der Firma G o e r z ein Kompaß in der Ausbildung begriffen sein, so daß wir dieses verlässliche Instrument wohl bei den nächsten Flügen kennen lernen werden.

(Schluß folgt.)

Die französischen Flugzeugmanöver im Anschluß an den nordwesteuropäischen Rundflug.

Während die Konkurrenten des vom »Journal« veranstalteten nordwesteuropäischen Rundfluges vom 18. Juni ab in drei Wochen einen Teil Europas überflogen und den Ruhm von Frankreichs aviatischer Sonderstellung von Stadt zu Stadt, von Land zu Land, von Nation zu Nation trugen, lieferten die Militärpiloten Frankreichs innerhalb der Grenzen ihres Landes im besonderen im Verlaufe der im Rahmen des Rundfluges angelegten Flugzeugmanöver glänzende Beweise ihres Könnens.

Im Gegensatz zu den früheren im Verein mit großen Überlandflugkonkurrenzen, wie »Paris—Madrid« und »Paris—Rom« angelegten militärischen Fernflügen handelte es sich diesmal um keine Wettbewerbe irgendwelcher Art, sondern um eine selbständige, großzügig angelegte militärische Fliegerübung. Während die gelegentlich des Fernfluges Paris—Madrid militärischerseits getroffenen Arrangements für einen militärischen Reiseflug größeren Stils durch die tragischen Unglücksfälle am Starttage, insbesondere den entsetzlichen Tod des Kriegsministers ins Wasser fielen, und der Militärwettbewerb in Anlehnung an den Fernflug Paris—Rom ziemlich resultatlos verlief, weil die besten Piloten durch Havarien ihrer Flugzeuge von vornherein außer Gefecht gesetzt wurden, hatte die neue zeitlich mit dem nordwesteuropäischen Rundflug zusammenfallende militärische Flugzeugübung einen ganzen Erfolg.

Der ursprünglich auf den 18. Juni angesetzte Beginn der Übung mußte leider einige Tage hinausgeschoben werden, da an jenem Tage Leutnant Princetau (Blériot), als er sich um 7 Uhr morgens in Issy les Moulineux erhob, um mit den anderen Offizieren in Reims zusammenzutreffen, tödlich verunglückte.

Man wollte den übrigen Offizierspiloten Gelegenheit geben, ihrem auf so tragische Weise ums Leben gekommenen Kameraden die letzten Ehren zu erweisen. Und so wurde der offizielle Beginn der Übung auf den 22. Juni angesetzt, während die eigentlichen Erkundungsflüge erst am 25. Juni begannen.

Die technische Leitung der Übung lag in den Händen des Kapitäns Etève, des Leiters der Aviationsschule zu Ver-

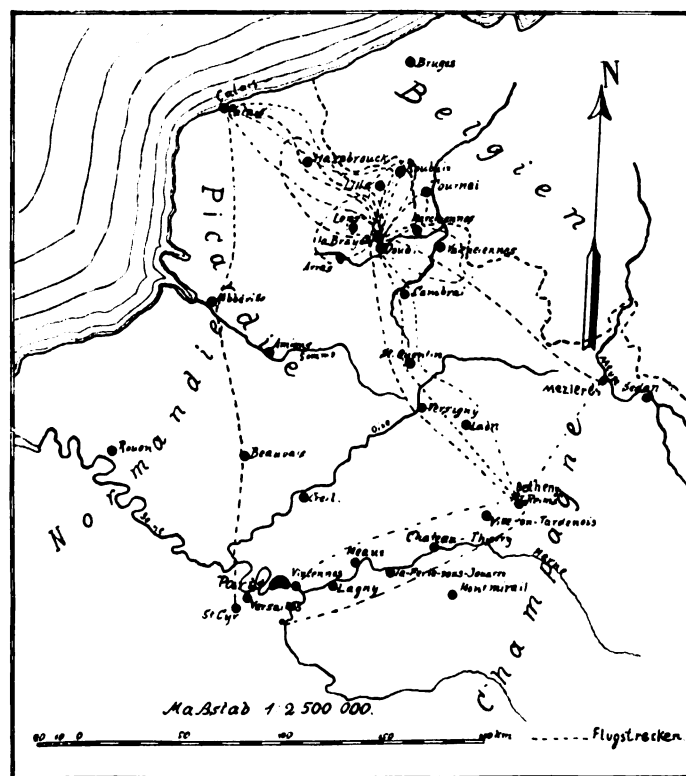


Fig. 1.

sailles, die taktische Leitung war Oberst Hirschauer übertragen.

Folgende Offiziere nahmen an der Übung teil:

1. Kapitän Etève (Leutnant Marzac) auf Maurice-Farman-Zweidecker.
2. Leutnant Cheutin (Leutnant Coville bzw. Leutnant Leclerc), Maurice-Farman-Zweidecker.
3. Leutnant Blard, Henri Farman-Zweidecker.
4. Leutnant Ludmann (Pionier Deville), Bréguet-Zweidecker.
5. Leutnant Clavenad, Blériot-Eindecker.

Außerdem wurden noch mit besonderen Erkundungsflügen beauftragt: Leutnant de Malherbe, Leutnant de Grailly, Leutnant Chevreau, Leutnant Mailfert, Leutnant Derode, Leutnant Delage, Leutnant Remy und Leutnant Revel.

Bestimmungsgemäß mußten sich zunächst die obengenannten fünf Offiziere bis zum 22. Juni auf dem Luftwege auf dem Flugfelde in Courcy-Bethény bei Reims einfinden. Diese interessante Konzentration wickelte sich vollkommen den Bestimmungen entsprechend wie folgt ab:

Kapitän Etève (Leutnant Marzac) und Leutnant Cheutin (Leutnant Coville) flogen am 22. Juni 3³⁰ früh von St. Cyr ab und erreichten über Palaiseau—Meaux—Montmirail—Bergères les Vertus—Mourmelon ohne Zwischenfall Courcy-Bethény. Leutnant Ludmann (Pionier Deville) traf am 21. Juni von Douai aus über St. Quentin in Bethény ein. Leutnant Clavenad verließ am 22. Juni 4²⁵ früh Vincennes und flog über Lagny, La Ferté sous Jouarre, Château-Thierry-Ville en Tardenoy nach Bethény, wo er um 5³⁵ früh eintraf.

Bei Leutnant Ludmanns Flug spielte sich eine kleine Episode in der Luft ab, die der Kaltblütigkeit seines Begleiters, des Pioniers Deville, ein glänzendes Zeugnis ausstellt.

Bei böigem Wind in 600 m Höhe über Cambrai bemerkte Deville, daß sich eine Schraubenmutter an dem Motor gelöst hatte und daß der Magnetzündapparat schlecht arbeitete. Leutnant Ludmann, den Deville hiervon verständigte, zog die Schraubenmutter unterwegs fester an und hoffte noch Reims erreichen zu können. Es stellte sich aber heraus, daß die Lockerung der Schraubenmutter weiter anhielt, es entstand hierdurch eine gefährliche Situation. Leutnant Ludmann landete deshalb so schnell als möglich.

Pionier Deville, der fürchterliche Minuten angesichts der sehr gefährlichen Situation durchgemacht hatte, schrieb über den Vorgang folgende Angaben in sein Notizbuch:

»Falls wir stürzen, mag gesagt sein, daß der Sturz durch eine Lockerung der Befestigung des Motors und das schlechte Arbeiten des Magneten veranlaßt war, daß also kein Fehler in der Steuerung des Apparates vorlag.«

Alle Flugzeuge waren feldmäßig, wie in Kriegszeiten ausgerüstet, jeder Pilot führte Höhenmesser und Kompaß, sowie Werkzeuge und Ersatzstücke mit sich, so daß er in der Lage war, selbst Zündkerzen und Ventile auszuwechseln, Kabel zu ersetzen, beschädigte Teile auszubessern, die Pneumatiks der Anlaufräder auszuflicken und aufzupumpen, sowie Motor und Schraube ohne fremde Hilfe in Gang zu setzen und abzufliegen.

Die Frage der Unterbringung dieses Zubehörs war sehr praktisch dadurch gelöst, daß alle Teile in einen Sack verpackt am Fahrgestell angebracht wurden.

Ferner führten alle Flugzeuge einen neuen, nach den Angaben von Kapitän Etève und Unteroffizier Cayla in der Aviationsschule zu Versailles konstruierten Geschwindigkeitsmesser bei sich.

Mit seiner Benutzung ist es möglich, dauernd die gleiche Geschwindigkeit beizubehalten, d. h. bei Sinken oder Steigen der Anzeignadel kann der Pilot gleichzeitig die erforderliche Korrektur mit dem Höhensteuer geben. Wie auch der Motor läuft, der Pilot weiß stets, welche Neigung er seinem Apparat zu geben hat, um seine Schnelligkeit beizubehalten; plötzliches Fallen infolge Verlangsamung der Tourenzahl des Motors ist hierdurch nach Möglichkeit vermieden. Diese Einrichtung bietet also ein hohes Maß an Sicherheit.

Die von Oberst Hirschauer ausgearbeitete Kriegslage lautet folgendermaßen:

A. Eine blaue Armee befindet sich im Vormarsch gegen Bruges, ihre Kavallerie ist in Richtung auf Lille und Hazebrouck gemeldet.

Scheinbar beabsichtigt die Armee, sich gegen Paris zu wenden.

Weitere Kavalleriedetachements sind bei Valenciennes gesichtet.

Eine rote Armee, die über einen Flugzeugaufklärungsdienst verfügt, besetzt die Champagne.

Aufgabe: Die Flugzeuge der roten Armee klären von Reims aus die Linie Arras—Roubaix auf.

Über die Linie Sedan—Valenciennes sind Flankenerkundungen vorzunehmen, es ist ferner festzustellen, ob sich weiter zurück hinter der gemeldeten Kavallerie noch andere Truppenteile von Bedeutung befinden.

B. Eine blaue Armee steht in der Linie Lille—Calais, Kavallerie ist in Richtung auf Arras gemeldet. Sie beabsichtigt auf Paris zu marschieren, um es zu entsetzen. (Die blaue Armee verfügt über einen Flugzeugaufklärungsdienst), eine rote Armee ist in der Normandie auf dem linken Seineufer von Rouen her gemeldet.

Eine zweite rote Armee hält die Linie Beauvais—Crail, ihre Kavallerie ist an der Somme gemeldet.

Aufgabe: Die Flugzeugführer haben

1. von der Linie Calais—Douai aus das Terrain der Picardie bis zur Sommeline aufzuklären,

2. von der Somme aus sind aufzuklären:

a) die Verteilung und Stärken der in der Normandie gemeldeten Armee,

b) die Verteilung und Stärken der zwischen Beauvais und Crail gemeldeten Armee.

Das Erkundungsergebnis ist dem Militärgouverneur von Paris zu melden. Auf Grund der Kriegslage und des allgemeinen Befehls wurden folgende Sonderaufträge erteilt:

Es haben zu erkunden:

Kapitän Etève (Leutnant Marzac) die Linie Arras—Lens—Lille,

Leutnant Cheutin (Leutnant Coville) dieselbe Linie in umgekehrter Richtung,

Leutnant Ludmann (Pionier Deville) über diese Linie hinaus bis Roubaix,

Leutnant Blard die in der Richtung Roubaix—Valenciennes gemeldete Kavallerie,

Leutnant Clavenad die gegnerische Flanke in Richtung auf Sedan, um festzustellen, ob sich hinter der gemeldeten Kavallerie noch andere Truppenteile befinden.

Die Erkundungsergebnisse sind persönlich an Kapitän Etève (Aerodrom Douai-La Brayelle) zu übermitteln.

Am 25. Juni wurden diese Befehle wie folgt ausgeführt:

Kapitän Etève (Leutnant Marzac) stieg 3⁵⁵ früh in Reims-Bethény auf, erkundete die Linie Laon—St. Quentin—Cambrai—Douai und die Gegend westlich davon. Um 6⁰⁷ landete er nach Erledigung seiner Aufgabe in Douai.

Leutnant Cheutin (Leutnant Coville) verließ um 3⁴⁰ früh Reims, flog längs der Linie Camp de Sissones—St. Quentin—Cambrai—Douai und erkundete das Terrain östlich davon. Um 5⁵⁰ traf er in Douai ein.

Leutnant Ludmann erledigte seine Aufgabe ohne Zwischenfall.

Leutnant Clavenad flog von Reims aus über Mezières. Vom Wind sehr mitgenommen, suchte er 1200 m Höhe auf, legte 220 km zurück und kam bis in die Nähe von Douai. Noch 2 km vor seinem Ziel ging ihm das Benzin aus und er mußte in der Sumpfgegend von Sin le Noble landen, von wo aus er sein Flugzeug in den Schuppen transportieren ließ.

Alle diese Erkundungen wurden bei herrlichem Wetter ausgeführt, nach der Angabe der Piloten konnte man aus 800 m Höhe ca. 30 km weit sehen.

Gegen 5⁰⁰ früh verschlechterte sich das Wetter, es trat Südostwind auf und scharfe Stoßwinde von 15 bis 25 Sekunden Geschwindigkeit, die die Apparate von der Seite faßten und hin- und herwarfen, machten sich bemerkbar.

Alle Piloten sollen erklärt haben, bei einem so scharfen Winde, wie er sich nach 5⁰⁰ bemerkbar machte, noch nie geflogen zu sein. Deshalb muß man es rückhaltlos und ganz besonders anerkennen, daß trotzdem alle Aufgaben bewältigt werden konnten.

Am 27. Juni abends fanden die Manöver ihre Fortsetzung.

Leutnant Clavenad verließ um 6¹⁸ Douai und landete, wie befohlen, in Roubaix, um hier weitere Befehle entgegenzunehmen. Er erhielt Anweisung, sich von hier aus am 28. Juni auf dem Luftwege direkt nach Calais zu begeben.

Kapitän Etève (Leutnant Marzac) flog 6³⁰ von Douai ab, um die Gegend von Arras-Lens und die Bergrücken von Farbus zu erkunden. Um 7¹⁵ traf er wieder in Douai ein.

Leutnant Cheutin (Leclerc) stieg um 6³⁵ auf und führte die gleiche Erkundung wie Kapitän Etève nur in umgekehrter Richtung aus. Um 7⁰² begegnete er in Höhe von Vimy Kapitän Etève, um 7¹⁶ landete er in glänzendem Gleitfluge in Douai.

Leutnant Ludmann (Leutnant Gourlez) unternahm noch mehrere kleinere Flüge, um die Umgegend weiter südlich zu erkunden. Am 28. Juni verließ Kapitän Etève um 4⁰⁰ früh das Flugfeld von Douai, erkundete die Gegend Lens—Lille—Roubaix, flog der Grenze zu und kehrte über Pontamarcq nach Douai zurück.

Da ihm kurz vor Douai eine Wolke jede Aussicht versperrte, so mußte er erst in Guesnain landen, um sich zu orientieren. Um 6¹⁰ traf er in Douai ein.

Leutnant Cheutin (Leclerc) erkundete die Grenzgegend in Richtung auf Tournai und die Wälder von Raismes und Marchiennes.

Er kehrte über Aniches zurück, wurde hier durch einen Nebel überrascht und mußte landen und traf erst um 5⁴⁵ in Douai ein.

Ein Blick auf die Karte wird zeigen, welche gewaltigen Entfernungen an jenen drei Tagen von den französischen Offizierspiloten zurückgelegt wurden; allein die beiden Maurice-Farman-Zweidecker hatten bereits je 650 km durchfliegen.

Nun begann der zweite Teil der Manöver, die Basis Douai—Roubaix wurde aufgegeben, um die Aufklärung nach Westen hin fortzusetzen und Einzelheiten über die von Bruges und Calais gemeldeten Streitkräfte zu erkunden.

Über diesen Teil der Manöver lauten die französischen Nachrichten weniger ausführlich, sie sollen wenn möglich ein andermal im Zusammenhange geschildert werden.

Am 29. Juni trat Leutnant Chevreau auf Grund eines Sonderbefehls die Luftreise Paris—Calais an. Er verließ Vincennes um 3⁵⁵ früh und traf um 5⁰⁵ in Bethény ein.

Um 6¹⁵ setzte er die Reise fort, mußte aber bereits wegen Nebels nach 10 km landen.

Nachdem er um 7³⁰ erneut aufgestiegen war, mußte er um 8¹⁵ in Versigny bei La Ferté aus dem gleichen Grund landen.

Nachmittags 5⁴⁵ flog er weiter und erreichte um 7⁰⁸ Roubaix (300 km). Am folgenden Tage setzte er den Flug bis Calais fort, so daß er an beiden Tagen insgesamt 610 km zurückgelegt hatte.

Leutnant Mailfert, der bereits am 18. Juni in Reims eingetroffen war, flog am 29. Juni auf Grund eines Befehls in einer Stunde von hier aus nach Port d'Aviation und beobachtete hier Truppenbewegungen zwischen La Chappe und Suippe.

Leutnant Delage (Leutnant Déroge) führte einen glänzenden Erkundungsflug in Nordfrankreich aus.

Am 30. Juni trafen die Militärpiloten unerwartet in Calais ein. Von den Offizieren, die bisher an den Manövern teilgenommen, waren es Kapitän Etève (Leutnant Marzac) und Leutnant Cheutin (Leutnant Coville), ferner trafen Leutnant Chevreau und Leutnant Clavenad ein, die ihre Reise am Vortage unterbrochen hatten.

Die größte Kilometerzahl hatte bis dahin Kapitän Etève mit 975 km hinter sich gebracht, nur etwas weniger hatte Leutnant Cheutin zurückgelegt.

Nachdem die Manöver im allgemeinen hier beendet, erhielt Leutnant Clavenad noch den Auftrag, von Calais auf dem Luftwege nach St. Cyr zurückzukehren.

Er flog, so wie es im Befehl angegeben war, innerhalb 24 Stunden von Calais über Abbéville, Beauvais, Boissy und landete in St. Cyr.

Die Flugzeugmanöver des Juli 1911 bedeuten eine besondere Etappe in der Entwicklung der französischen Militäraviatik. Die früheren Parforceleistungen einzelner besonders geübter Militärpiloten sind hierdurch gewissermaßen zu Durchschnittsleistungen gestempelt.

Und mit Recht wird und kann Frankreich auf diesen Durchschnitt stolz sein.

Ohne Begleitautomobile und ohne »Fliegende Werkstätte« haben die Piloten in diesen wenigen Tagen 4500 km zurückgelegt, kein Material zerbrochen und alle Flugzeuge unverseht nach dem Heimatshafen zurückgebracht und ohne Unfälle oder gar Verluste an Menschenleben (Leutnant Princetau verunglückte vor Beginn der Übung) ausnahmslos alle Aufgaben bewältigt.

Die taktisch sehr einfache Aufgabe, eine auf Paris vormarschierende Truppe zu beobachten, wurde durch rein systematische Ansetzung der Flugzeuge glänzend gelöst worden.

Der militärische Wert der Flugzeuge liegt in der Aufklärung. Eine gute Aufklärung hebt viele Maßnahmen des Gegners auf.

Die Flugzeuge genügen bereits den Anforderungen, es kommt nun nur noch darauf an, geeignete Flugzeugführer in richtiger Weise heranzubilden.

Und darin ist Frankreich vorläufig noch allen anderen Nationen voraus.

Pl.

Flugschau.

Der Höhenweltrekord des englischen Hauptmanns Felix über 3350 m wurde am 20. August von dem Amerikaner Oskar Brindley in Chicago übertroffen, indem Brindley eine Höhe von 3575 m erreichte.

Einen bedeutenden Überlandflug führte der Amerikaner Henry Attwood in der Zeit vom 15. bis 24. August aus. Er flog von St. Louis über Chicago am Ontario- und Eriesssee entlang nach Syracuse und von da nach New-York. Die gesamte Strecke, die 2030 km lang war, legte Attwood auf seinem Wright-Flugzeuge in der reinen Flugzeit von 28 Stunden und 9 Minuten zurück.

Der belgische Rundflug über die fünf Etappen: Brüssel—Mons, Mons—Tournai, Tournai—Blankenberghe, Blankenberghe—St. Job in't Goor, St. Job in't Goor—Brüssel begann am 6. August und wurde wegen der ungünstigen Witterung erst am 24. August beendet. Der Blériotflieger Tyck hat als einziger sämtliche fünf Etappen durchflogen und gewann den Preis des belgischen Aeroklubs in Höhe von 20000 M. und den Pokal, den der König von Belgien gestiftet hatte. Zweiter wurde Lanser auf Duperdussin-Eindecker.

Um den Michelin-Preis startete am 26. August auf dem Flugplatze von Bétheny Helen auf Nieuport-Eindecker. Mit drei Zwischenlandungen legte er in Rundflügen auf dem Felde zwischen Reims und Somme-Veste innerhalb 13 St. 49 Min. 9 Sek. 1126,4 km zurück. Diese Distanz setzt sich aus den drei ersten Etappen von je 307,4 km und der vierten Etappe von 204,8 km zusammen. Helen flog noch an demselben Tage von Mourmelon nach Issy-les-Moulineaux.

Einen Rekordflug mit sechs Passagieren vollführte am 29. August Roger Sommer auf seinem Doppeldecker. Er flog in ca. 200 m Höhe von Douzy nach Mouzon, eine Strecke von 16 km. Die Nutzlast betrug ca. 500 kg.

Am 1. September wurde der Dauerweltrekord Henry Farmans und der Distanzweltrekord Olieslagers (siehe Flugschau Heft 16) durch einen Flug Fournys, des Chefpiloten Maurice Farmans, geschlagen. Fourny führte einen ununterbrochenen Flug von 11 St. 1 Min. 19 Sek. aus und legte während dieser Zeit 720 km zurück.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. A. 19509. Atmungs Vorrichtung für die Luftschiffahrt. Zus. zu Patent 229503. Jakob Ackermann, Darmstadt, Alte Niederstr. 15. A 3. 10. 10, E 17. 10. 11.

77h. C. 17805. Flügelrad für Luftfahrzeuge. William Claus, Gotha, Mauerstr. 30. A 1. 4. 09, E 17. 10. 11.

77h. H. 53415. Ballon- und Flugzeugstoff aus gummier-tem Bastfasergewebe. Gebr. Häberer, Rodewisch i. V. A 25. 2. 11, E 17. 10. 11.

77h. M. 38077. Ablaufvorrichtung für Flugmaschinen. James Means, Boston (Amerika); Vertr.: Otto Sack, Patent-anwalt, Leipzig. A 21. 5. 09, E 17. 10. 11.

77h. M. 38078. Ablaufvorrichtung für Flugmaschinen. James Means, Boston, Amerika; Vertr.: Otto Sack, Pat.-Anw., Leipzig. A 21. 5. 09, E 17. 10. 11.

77h. O. 7204. Luftschiffgondel mit Spiralfederpanzerung. Wilhelm Obst, Cöthen i. Anh. A 9. 9. 10, E 17. 10. 11.

77h. U. 4109. Flugzeug mit über der Haupttragfläche angeordnetem Höhensteuer. Michael Uschkoff, Roshdestwenskoje, Samara, Rußl.; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, F. Harmsen, A. Büttner und E. Meißner, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. A 3. 8. 10, E 17. 10. 11.

77h. W. 32832. Körperendigungen zur Beseitigung des axialen Widerstandes von Flüssigkeiten bei Fortbewegung der Körper in denselben. Bernhard von Wysocki, Berent W.-Pr. A 31. 8. 09, E 17. 10. 11.

77h. V. 53283. Lenkbares Luftschiff mit Luftschacht und Luftballonet. Leon Bot und Eugen Lallemant, Lille; Vertr.: L. Glaser, O. Hering und E. Peitz, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. A 25. 2. 09, E 21. 10. 11.

77h. K. 44318. Baustoff für Gasblasen von Motorluftschiffen o. dgl. August Krumholz, München, Steinstr. 79. A 18. 4. 10, E 21. 10. 11.

77h. K. 44947. Gleitflieger mit zwei nur an ihren Seiten zusammengefügt Flächen. Dr. Erich Krähe, Rixdorf b. Berlin, Berlinerstr. 56/57. A 24. 6. 10, E 21. 10. 11.

77h. M. 36015. Azetylzellulose oder verwandte Verbindungen als Dichtungs- oder Bekleidungsmittel von Konstruktionsteilen für Luftschiffahrtszwecke. Dr. Max Müller, Finkenwalde b. Stettin. A 10. 12. 08, E 21. 10. 11.

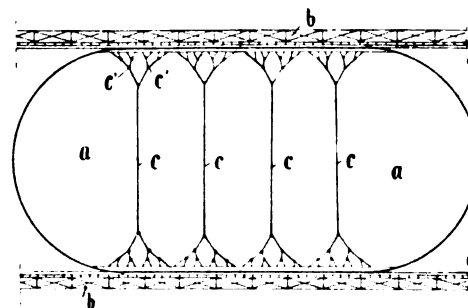
77h. R. 27518. Flugzeug mit zwei hintereinander liegenden Tragflächen oder Tragflächengruppen. Georg Rothgießer, Berlin, Martin Lutherstr. 82. A 15. 12. 08, E 21. 10. 11.

77h. W. 30879. Flugzeug mit verwindbaren Tragflächen; Zus. zu Pat. 173378. Wilbur Wright und Orville Wright, Dayton, V. St. A.; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin NW. 40. A 12. 11. 08, E 24. 10. 11. — Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 18. 11. 07 anerkannt.

Auszüge aus den Patentschriften

234 452. Förderwagen für Luftschiffe. Joseph Stiebitz in Palisades Park, V. St. A. — Das Luftschiff soll aus der Ballonhalle durch einen Wagen zum Aufstiegplatz und umgekehrt transportiert werden. Der Wagen rollt auf Schienen und ist mit drehbaren Armen versehen, die eine Seitwärtsbewegung des Luftschiffes auf dem Wagen so lange verhindern, bis die Arme heruntergedreht werden. Durch Winden, welche die Ankertaue des Luftschiffes fassen, wird das Luftschiff auf dem Wagen festgehalten.

234 453. Gerippeluftschiff mit die Tragkörper durchdringenden Verspannungen. Johann Schütte



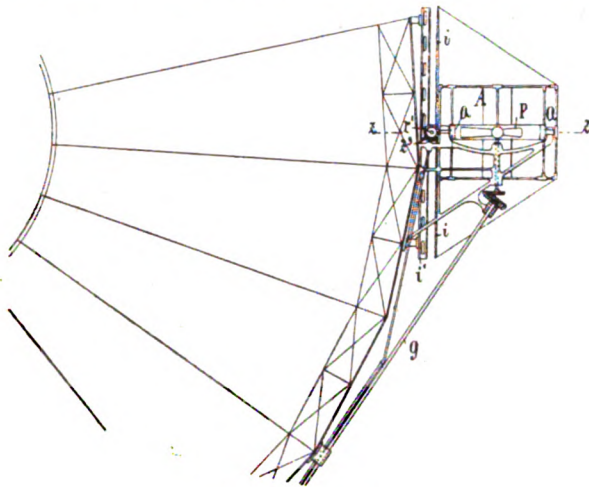
Zu Nr. 234 453.

in Danzig-Langfuhr. — Das Gerüst des Luftschiffes oder die Verspannung des Gerüsts für das Luftschiff durchdringen die Tragkörper a. Zu diesem Zwecke sind an den Tragkörpern innen und

außen Gurte befestigt, wobei die äußeren Gurte mit dem Gerüst *b*, und die inneren Gurte durch Seile unter sich verbunden sind, wodurch das Gerüst unter Entlastung des Hüllstoffes verspannt wird.

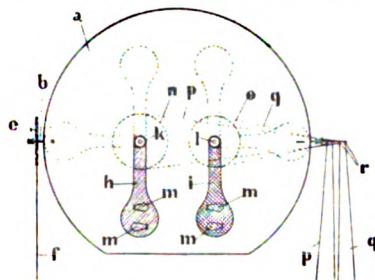
234 454. Zerlegbares starres Luftschiffgerippe aus Stahlrohren. Georg Bissinger in Bruchsal in Baden. — Das Gerüst besteht aus Stahlrohren, die mittels Klemmstücken miteinander verbunden sind und an den beiden Enden des Gerüsts in einer Abschlußklappe festgeklemmt sind. Hierdurch wird eine Auswechslung einzelner Rohre möglich, ohne die Verbindungen der anderen Gerüstrohre zu lösen.

233 098. Steuervorrichtung für Luftschiffe. Johann Schütte in Danzig. — Die Steuervorrichtung dient sowohl als Höhen- als auch als Seitensteuer und besteht aus zwei in der Mitte drehbaren gabelförmigen Gestellen *A*, deren Achsen *a*, *z* horizontal gelagert sind, und die durch Getriebe *r* miteinander verkuppelt sind. Die gabelförmigen Gestelle haben zwischen ihren Dreh- und Aufhängepunkten eine festgelagerte Hubschraube *p*, die von dem in Motor in der Gondel durch Welle *g* angetrieben wird.



Zu Nr. 233 098.

232 921. Vorrichtung zur Signalgebung für Luftschiffahrtzwecke. Curt v. Frankenberg und Ludwigsdorf in Berlin. — Die Signalvorrichtung besteht aus einer Signalscheibe *a*, die vorn unter dem Tragkörper des Luftschiffes angebracht ist. Auf dieser Scheibe sind Signalplatten oder Arme *h*, *i* angeordnet, die von der Gondel aus gestellt werden können. Die Signalarms sind anders gefärbt als die Signalscheibe. Durch eine Querachse *e* kann die Signalscheibe *a* in verschiedener Richtung eingestellt werden. Um die Signale auch nachts sichtbar zu machen, werden die Signalarms aus durchsichtigem Material hergestellt und hinter denselben werden elektrische Lampen angebracht.



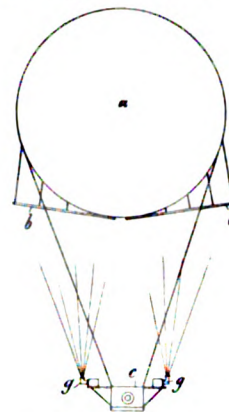
Zu Nr. 232 921.

232 922. Vorrichtung zur Signalgebung für Luftschiffahrtzwecke. Curt v. Frankenberg und Ludwigsdorf in Berlin. — Zusatz zum Patent 232 921. — Eine Anzahl Signalplatten sind in einem rechteckigen oder ovalen Gestell um parallele Achsen drehbar gelagert, wodurch die Signalplatten in die Ebene des Gestells oder senkrecht zu demselben eingestellt werden können.

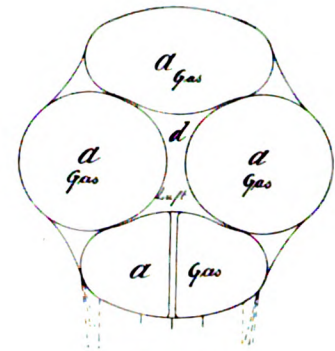
233 924. Einrichtung an Luftschiffen zur Abgabe optischer Zeichen. Romeo Wankmüller in Berlin. — In oder an der Gondel *c* sind Scheinwerfer *g* oder Projektionsapparate angebracht, durch welche Zeichen oder Lichtbilder auf schräg unten am Ballon *a* angebrachte Schirmwände *b* geworfen werden.

233 314. Tragkörper für Prallschiffe. Vereinigte Gummiwaren-Fabriken Harburg-Wien vorm. Menier-J. N. Reithoffer in Harburg a. E. — Der

Tragkörper für Prallschiffe wird aus mehreren parallel zur Längsachse angeordneten Gashüllen *a* gebildet. Sämtliche Gashüllen

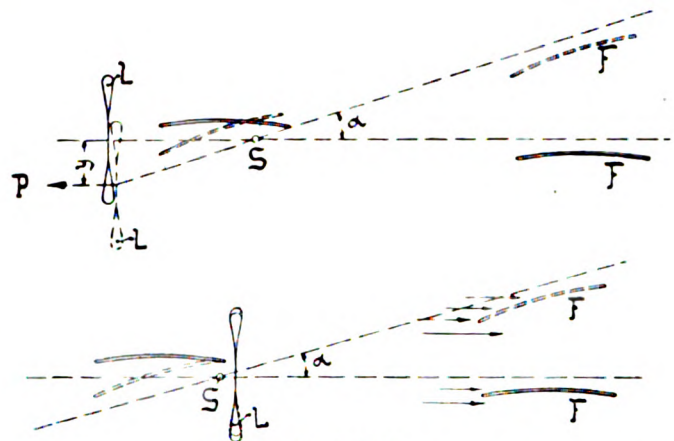


Zu Nr. 233 924.



Zu Nr. 233 314.

waren durch eine gemeinsame Hülle geschlossen oder sind außen durch Stoffwände miteinander verbunden. Der Raum *d* zwischen den Gashüllen dient als gemeinsames Ballonett.



Zu Nr. 224 053.

224 053. Schraubenpropeller. Prof. Dr. Ing. Hans Reißner, Aachen. Zu dieser in Heft 18 S. 243 veröffentlichten Patentschrift sei auf Anfrage noch durch beistehende Figur die Anordnung und stabilisierende Wirkung des Propellers am Flugzeug dargestellt.

Bücher-Besprechungen.

Moedebecks Taschenbuch zum praktischen Gebrauch für Flugtechniker und Luftschiffer, unter Mitwirkung bedeutender Fachleute herausgegeben von Professor Dr. R. Süring-Potsdam.

Dieses allen Technikern des Luftfahrzeugbaues lieb gewordene Buch liegt nunmehr in seiner dritten Auflage vor . . . im alten Gewande, aber mit vielen Neuerungen und stellenweise wohlthuenden Kürzungen. Um es gleich zu sagen; ein Taschenbuch ist der Moedebeck ebensowenig wie beispielsweise die Hütte; er ist vielmehr ein Nachschlagewerk geworden, das sowohl auf den Tisch des Konstrukteurs gehört als auch in die Bibliothek des Luftschiffers. Manche Kürzung, wie z. B. der Fortfall des dreisprachigen Wörterbuches, ist vielleicht schade, war aber im Hinblick auf die technischen Wörterbücher geboten.

Es würde hier natürlich weit über den Rahmen einer Besprechung hinauszugehen, den einzelnen Abschnitten auch nur annähernd gerecht zu werden; eine Beschränkung auf die Erweiterungen gegen die zweite Auflage dürfte natürlich und ausreichend sein.

Der Technologie der Gase hat Brähmer einen bedeutenden Ausbau zuteil werden lassen; besonders der Versuch ist hervorzuheben, die Anlage- und Unterhaltungskosten tabellarisch festzulegen; allerdings wäre mir eine Umrechnung in deutsche Reichsmark nützlich erschienen. Die Anleitungen zu Gasuntersuchungen sind recht glücklich zusammengestellt; einige schematische Zeichnungen (Gaskompressor) dagegen etwas zu wenig technisch und auch veraltet.

Bei der Physik der Atmosphäre ist die Wolkenbildung sowie die Lufterlektrizität sehr verständlich und mit gutem Zahlenmaterial zusammengestellt; beim Winddruck wäre mir neben der Löffschens Formel auch ein Eingehen auf neuere Untersuchungen erwünscht gewesen. Recht lesenswert sind die Fingerzeige, die Berson

für die bemannten Ballonfahrten in bezug auf wissenschaftliche Beobachtungen gibt.

Das Kapital Drachen (Köppen) ist nicht wesentlich erweitert, gibt aber doch ein lückenloses Bild; ebenso bedurfte die Ballonphotographie (Kutta) recht wenig Ergänzungen; dies zeigt deutlich wie schwer es für manche Gebiete der Technik ist, sich trotz wirklicher Vorteile durchzusetzen.

Die eigentlichen Moedebeckschen Kapitel über Militärluftschiffahrt sind von den früheren Auflagen übernommen worden und bis zur Gegenwart fortgeführt. Bei den Flugzeugen empfiehlt sich wohl eine, modernen Anschauungen gemäße Umarbeitung. Die Ballontechnik liest man jedoch mit großer Freude, weil wirklich in gerader Weise knapp und lückenlos alles gesagt wird. Mit Recht hat sich der Herausgeber gerade dieses Kapitels besonders angenommen, um dem Ballonfahrer die richtige Behandlung seines Fahrzeuges nahezu legen.

In gleich ausführlicher Weise schließt sich das Ballonfahren (von dem Borne) an, während weiterhin die Entwicklungsgeschichte des Luftschiffes von Conrad dazu benutzt wird, um die Aussichten dieses neuen Bewegungsmittels zu skizzieren. Hier ist es nun sehr nützlich zu lesen, wie ein Fachmann mit ernsten Worten vor allen Übereilungen warnt, die der guten Sache nur schaden, wie er von allen Sensationsunternehmungen abrät, die leider in letzter Zeit alles andere überwuchern.

Der praktische Luftschiffbau — Dörr — ist, wenn auch treffend, im einzelnen meines Erachtens für ein technisches Handbuch zu kurz gestreift; es gibt doch schon eine ganze Anzahl als normal anzusehender Einzelteile, die hier passend zu erwähnen wären. Bei den theoretischen Betrachtungen (Schaffra) ist mir besonders angenehm die Gliederung des Stoffes aufgefallen, die für einen übersichtlichen Berechnungsgang von großem Vorteil ist.

Die beiden Abschnitte über Seiten- und Höhennavigation (von Bassus und Eberhardt) gehören zu den schönsten Leistungen dieses Werkes; knappe Worte, klare Formeln und erläuternde Beispiele vereinigen sich hier, um den Anfänger in das Gebiet einzuführen und gleichzeitig dem Fachmann ein schnelles Finden zu gewährleisten.

An der Bearbeitung des Gleitfluges sind jene Namen beteiligt, die wir als führend auf diesen Gebieten kennen. . . Moedebeck, Geschichte; Lilienthal, Kunstflug; Channute, Entwicklung bis heute . . . es erübrigt sich also eine Besprechung.

Die nun folgenden Abschnitte, Flugtechnik, Motoren und Propeller, sind von Wagener und Pröll bearbeitet worden. Gemeinsam hervorzuheben ist eine umfangreiche Literaturangabe und ein klares Herausheben der Maßeinheiten, wodurch sich die Benutzung wesentlich erleichtert. Bei den Motoren folgt einer genauen Besprechung der thermischen Vorgänge eine eingehende Behandlung der Einzelteile und Einzelheiten; in den Tabellen hätte ich der Gegenüberstellung wegen gern auch ausländische Motoren gesehen. Die Abhandlung über Luftschrauben (Pröll) beginnt mit einer vergleichenden Zusammenstellung ausgeführter Luft- und Wasserschrauben, um die weit auseinander liegenden Leistungen derselben zu charakterisieren (die weiter hinten angegebene Tabelle enthält bei den Konstruktionsangaben noch einige kleine Ungenauigkeiten). Dann werden die bestehenden Theorien kurz gestreift, und endlich folgen die bekannteren Berechnungsverfahren, wobei es dem Leser überlassen bleibt, sich für eines derselben zu entscheiden, was beim heutigen Stand vielleicht auch das richtigste war. Beim Kapitel Flugtechnik werden zunächst die Grundbegriffe erörtert und hierauf der Luftwiderstand verschiedener geformter Körper untersucht. Auch in diesem Kapitel vermisste ich ungern neuere Versuche, die schon wegen ihrer größeren Genauigkeit wegen nicht hätten fehlen dürfen. Den Schluß bildet eine Übertragung der vordem aufgeführten Widerstandsgesetze und Stabilitätskriterien auf Drachenflugzeuge.

Es mag auffällig erscheinen, daß in manchen theoretischen Kapiteln die neueren Versuchsanstalten nicht berücksichtigt sind. Dies wurde dadurch hervorgerufen, daß sich die Herausgabe des Buches infolge verschiedener Gründe fast um ein Jahr verzögerte, so daß die einzelnen Manuskripte vor der Drucklegung längere Zeit lagerten, was sich natürlich bei der rapiden Entwicklung der Luftschiffahrt besonders lästig bemerkbar macht.

Wenn ich mir zum Schluß noch ein paar kurze Worte erlauben darf, so möchte ich bei einer Neuauflage bitten, eine größere Gleichförmigkeit in den Fachausdrücken zu wählen. Ferner wäre zu erwägen, ob eine Teilung des Buches für die Benutzung nicht vorteilhaft ist; ich denke mir in den ersten Teil des Buches so manches hinübergenommen, das zwar für die Entwicklung der Luftschiffahrt bedeutungsvoll war, das auch jeder kennen muß, der sich eingehend mit einem Zweig moderner Luftschiffahrt befassen will, das aber für eine kurze Orientierung, für ein schnelles Nachschlagen der Fachleute nicht unbedingt notwendig ist. Dieser Teil würde vielleicht die Grundlagen zu enthalten haben, bei denen keine großen Änderungen mehr zu erwarten stehen, während der zweite Teil wegen der vielen häufigen Neuerungen recht beweglich und erweiterungsfähig angelegt werden muß.

Es ist wohl eigentlich überflüssig, dieses bekannte Werk noch ausdrücklich zu empfehlen; es spricht schon für sich allein! . . .
Béjeuhr.

Dr. Wegener von Dallwitz: Konstruktionsblätter für Flugtechniker. Band I. Der Treibschrauben-Konstrukteur. C. J. E. Volckmann Nachfolger, Rostock i. M. 1911.

Das vorliegende Buch wendet sich in seinem ganzen Aufbau, von der Betonung des Elementaren, Gemeinverständlichen im Vorwort bis zur Erklärung der Logarithmenrechnung am Schluß wohl in erster Linie an diejenigen, die sich dem Luftfahrzeugbau, vielleicht dem Maschinenbau überhaupt erst widmen möchten. Es will ihnen in handlicher Weise ein Werkzeug sein, um alle Arten Luftschrauben in Annäherungsrechnungen festzulegen bzw. um sie anzufertigen. Daher auch die Gliederung in zwei Hauptteile für die Behandlung der Herstellung und die theoretischen Rechnungsgrundlagen. — Der erstgenannte (praktische) Hauptteil ist nun in jeder Beziehung der beste; hier werden wirklich Winke für die Praxis erteilt, nach denen sich der Neuling richten kann. Ich würde nur für den Spannklotz mit den Einzelschablonen (Zinken) auch solche für die Saugseite der Propeller vorschlagen, anstatt sich hier an das Augenmaß der Hersteller zu wenden. Die dann sich passend anschließenden Angaben über ausgeführte Schrauben sind nicht immer richtig; Ruthenberg verwendet kein Stahlblech, sondern gespannten Ballonstoff; gerade die Wrightschrauben zeigen an den Spitzen die merkwürdige Zustutzung, während hier das Gegenteil behauptet wird. — Die Prüfungseinrichtungen sind in etwas eigenartiger Weise abgetan; der Verfasser greift eine ausländische Anlage heraus, macht aber über ihre Details nur ungenügende Angaben, kommt darauf zu einem abfälligen Schluß über ihre Wirksamkeit und betont schließlich, daß derartige Prüfeinrichtungen auch gänzlich unnötig wären, weil die Theorie für den Ingenieur, der rechnen kann, alles eindeutig ergäbe. — Diesen Worten entspricht der vorausgehende theoretische Teil aber gar nicht! Nach einer an sich guten Einführung (nur bei Fig. 2 hätte ich den Ausstoß unter Wasser gewünscht, um den Gefälleverlust fortzubringen) kommt plötzlich eine Formel über die Triebkraft, deren Ableitung in einem andern Buch zu finden ist! Da es sich hier um Band I einer neuen Ausgabe handelt, ist dies ganz unrichtig; entweder wird auf jede Ableitung verzichtet, oder sie wird auch ganz gegeben, etwas anderes halte ich für ausgeschlossen. Im übrigen ist diese Formel unter der Annahme entstanden, daß für die Berührung der Luftteile mit dem Schraubenflügel die Gesetze des vollständig elastischen Stoßes gelten, woraus dann unter Beibehaltung vollkommener Elastizität an der Vorder-

und Rückseite sowie Einführung konstanter Werte für $\frac{\gamma}{g}$ die Ableitung erfolgt. Daß sich hierdurch keine befriedigende Lösung der komplizierten Vorgänge erzielen läßt, darauf ist schon von anderer Seite hingewiesen. Die Konstruktion der Schnittzeichnungen ist recht klar, auch das Angehen der Schrauben ist deutlich behandelt; ebenso läßt es sich durchaus rechtfertigen, wenn statt der als ungenügend erkannten gemeinen Schraubenfläche eine nach gleichem Druck entworfen wird, wie auch einige Beispiele erklären. Bei diesen Beispielen wird nun aber eine Schraube für 10000 Umdrehungen angeführt, was an sich für Anfänger schon recht bedenklich ist. (Warten wir doch die Zeit der Gasturbine erst ab!) Wenn dann aber 28 % Wirkungsgrad herausgerechnet werden und der Verfasser gibt einfach an, man brauche nur den Durchmesser zu vergrößern, um einen besseren Nutzeffekt zu erzielen, ohne die riesigen Zentrifugalbeanspruchungen warnend zu berücksichtigen, so muß dies, bei den geringen maschinentechnischen Kenntnissen, die er bei seinem Leserkreis voraussetzen kann, als direkt unzulässig bezeichnet werden. Bei zehnmal kleineren Umdrehungszahlen wird heute in der Praxis peinlich genau gerechnet, und in diesem Buch wird dieses schwierige Problem so einfach behandelt, daß es bei dem Leser sicher eine gewisse Sorglosigkeit gegenüber den Fliehkräften auslöst, die nur zum Schaden späterer Konstruktionen sein kann. — Es sei nur noch kurz erwähnt, daß die Strömung Fig. 32 vollständig unmöglich ist und daß der große Raum den schweren Konstruktionen von Bootsschrauben doch sicher zu unrecht in einem Buch eingeräumt ist, das sich in erster Linie an Flugtechniker wenden will.
Béjeuhr.

Der Freiballon in Theorie und Praxis, herausgegeben von Adolf Mehl.

Eine Reihe anerkannter Fachleute auf dem Gebiete der Freiballontechnik haben an dem Werke mitgearbeitet. Nach einer allgemeinen Einleitung behandelt Adolf Mehl die Geschichte des Freiballons, Prof. Dr. Poeschel den Wert des Freiballons, Adolf Mehl die Vorbereitung zur Fahrt, den Aufstieg und die Fahrt, Dr. Bröckelmann Dauer-, Weit- und Hochgebirgsfahrten, Prof. Dr. Berson wissenschaftliche Fahrten, Rechtsanwalt Niemeyer Wasserfahrten, Adolf Mehl Landung, v. d. Borne Orientierung im Ballon, Hauptmann von Kleist Veranstaltung von Ballonwettfahrten, Major von Abercron eine Gordonbennettfahrt, Hauptmann Lohmüller Ballonphotographie, Stabsarzt Dr. Flemming Freiballonhygiene, Margarete Große Die Frau im Ballonsport, Major von Abercron Verwendung des Ballons im Kriege und Instruktion. Freiballonfahrern kann dies Buch bestens empfohlen werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN DR. S. FINSTERWALDER	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E. DR. FRITZ HUTH E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN DR.-ING. A. VON PARSEVAL	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
--	---	--	---

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

23. September 1911.

Heft 18.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Kreiselwirkungen im Flugzeug. Von Dipl.-Ing. A. Betz. S. 229.
Neue Flugzeuge. Von Dr. Viktor Quittner, Ingenieur. Mit Tafel IX. S. 232.
Folgerungen aus den letzten Überlandflügen mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundfluges. Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Schluß.) S. 236.

Ein neuer Schuppen für Flugmaschinen. Von Genieoffizier Fontana-Rava in Rom. S. 237.
Militärflugschau. S. 237. — Flugschau. S. 239. — Patentschau. S. 239. — Ausstellungen. S. 240. — Bücher-Besprechungen. S. 240.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Kreiselwirkungen im Flugzeug.

Von Dipl.-Ing. A. Betz.

Zu den interessantesten Problemen der Mechanik gehören sicherlich die Kreiselwirkungen, die ja vielfach unserem natürlichen mechanischen Empfinden so ungewohnte Erscheinungen zeitigen, daß man beinahe an Zauberkunststücke denken möchte. Gerade dies Geheimnisvolle des Kreisels verleitet viele Erfinder, von ihm die Lösung manches schwierigen technischen Problems zu erhoffen. Ein besonders beliebtes Objekt hierfür bildet z. Z. die Stabilität der Flugzeuge. Die Aussichten, welche derartige Bestrebungen haben, sind in dieser Zeitschrift bereits von Herrn Professor Dr. Prandtl eingehend beleuchtet worden (vergl. Heft 1—4 des I. Jahrganges). Aber auch abgesehen von dem Problem der künstlichen Stabilisierung treten im Flugzeug infolge der raschen Rotation der Motoren und Propeller Kreiselwirkungen auf, die zwar manchmal eine Verbesserung der Stabilität bedeuten, deren unangenehme Seiten aber in den meisten Fällen überwiegen. Im folgenden sollen nun die schädlichen Einflüsse der rotierenden Massen zahlenmäßig untersucht werden; dabei werden wir außer den durch die Kreiselwirkungen verursachten Eigentümlichkeiten bei der Steuerung der Flugzeuge hauptsächlich auch die Frage der Festigkeit der Propeller in den Kreis unserer Betrachtungen ziehen.

Einiges aus der Kreiseltheorie.

Bei den meisten Kreiselproblemen handelt es sich um einen sog. symmetrischen Kreisel; das ist ein rotierender Körper, bei welchem zwei seiner Hauptträgheitsachsen

gleich sind. Das hat zur Folge, daß auch alle übrigen in derselben Ebene liegenden Schwerpunktsachsen vollständig gleichwertige Trägheitseigenschaften besitzen, also alle als Hauptträgheitsachsen angesehen werden können. Die zu dieser Ebene senkrechte Schwerpunktsachse, es ist natürlich die dritte Hauptträgheitsachse, wählen wir als X-Achse eines rechtwinkligen Koordinatensystems und wollen sie speziell als Figurenachse bezeichnen. Die Rotation des Körpers können wir stets in zwei Komponenten zerlegen, von denen die eine die Figurenachse, die andere eine dazu senkrechte Gerade als Drehachse hat; die letztere wählen wir als Y-Achse. Die Z-Achse steht dann senkrecht zur X- und Y-Richtung (Fig. 1). Sind die Rotationsgeschwindigkeiten um die X- und Y-Achse ω bzw. ψ , wobei ω die eigentliche Kreiselrotation darstellt und in den meisten Fällen bedeutend größer ist als die Nebenrotation ψ , so ist zur Aufrechterhaltung dieses Bewegungszustandes ein um die Z-Achse wirkendes Moment erforderlich, für das folgende Beziehung gilt:

$$M = - J_0 \omega \psi \quad \dots \quad (1)$$

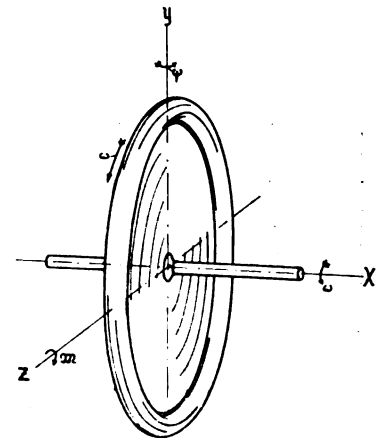


Fig. 1.

wobei mit J_0 das Trägheitsmoment bezüglich der Figurenachse bezeichnet ist. Vorausgesetzt ist hierbei, daß die Y-Achse ihre Richtung im Raum beibehält. Ferner gilt die Gleichung nur für den konstanten Bewegungszustand; in den meisten Fällen wird bei einem gegebenen Moment \mathcal{M} die Rotationsgeschwindigkeit ψ Schwankungen

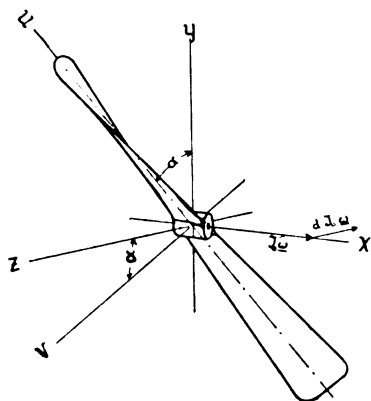


Fig. 2.

um einen Mittelwert aufweisen; in diesem Falle treten dann stets auch noch Schwingungen um die Z-Achse auf, welche jedoch als Mittelwert 0 ergeben.

Für Flugzeuge können wir die einfache Gleichung 1) nicht ohne weiteres verwenden, da der Propeller, welcher

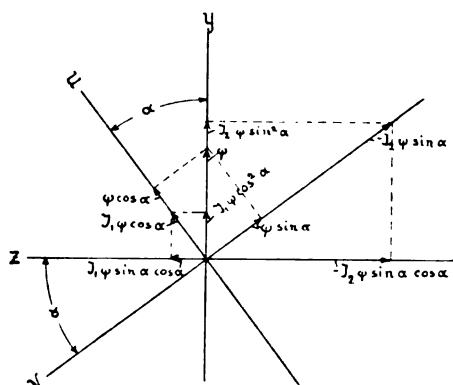


Fig. 3.

das Meiste zur Kreiselwirkung beiträgt, im allgemeinen kein symmetrischer Kreisel in dem oben definierten Sinne ist, wenigstens so weit es sich um zweiflügelige Schrauben handelt, wie sie heutzutage ja fast ausschließlich verwendet werden. Wir müssen daher diesen Fall noch besonders untersuchen.

Zu diesem Zwecke ziehen wir noch die beiden anderen Hauptträgheitsachsen des Propellers außer der Figurenachse in den Kreis unserer Überlegungen. U und V (Fig. 2 und 3) seien diese Achsen, die dazugehörigen Trägheitsmomente mögen die Werte J_1 bzw. J_2 haben. In einem bestimmten Zeitpunkt habe der Propeller die in Fig. 2 und 3 gezeigte Stellung. Die Achse des kleinsten Trägheitsmomentes U bilde mit der Y-Achse den Winkel α , denselben Winkel schließen dann die Achsen V und Z ein.

Wir können nun die Drehgeschwindigkeit um Y von dem Betrage ψ in zwei Komponenten nach U und V zerlegen, welche sich zu $\psi \cos \alpha$ und $-\psi \sin \alpha$ ergeben (Fig. 3). Die Momente der Bewegungsgrößen dieser beiden Drehungen sind demnach $J_1 \psi \cos \alpha$ und $-J_2 \psi \sin \alpha$. Diese Drehimpulse zerlegen wir jetzt wieder in ihre Kom-

ponenten bezüglich der Y - und Z -Achse (Fig. 3). Es ergibt sich dann:

$$N_y = J_1 \psi \cos^2 \alpha + J_2 \psi \sin^2 \alpha \quad (2)$$

$$N_z = J_1 \psi \sin \alpha \cos \alpha - J_2 \psi \sin \alpha \cos \alpha \quad (3)$$

wobei N_y und N_z die Drehimpulse bezüglich der Y - und der Z -Achse bedeuten. Nach einem bekannten Satze der Mechanik sind die Änderungen der Drehimpulse in der Zeiteinheit gleich den Drehmomenten, welche um dieselben Achsen wirken. Wir haben also jetzt nur noch die Differentialquotienten nach der Zeit zu bilden. Berücksichtigt man dabei, daß $\frac{d\alpha}{dt} = \omega$, so ergibt sich, da J_1 , J_2 und ψ konstant sind:

$$\frac{dN_y}{dt} = -2 J_1 \omega \psi \sin \alpha \cos \alpha + 2 J_2 \omega \psi \sin \alpha \cos \alpha \quad (4)$$

$$\frac{dN_z}{dt} = J_1 \omega \psi (\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha) - J_2 \omega \psi (\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha) \quad (5)$$

Das Moment der Bewegungsgröße um die X -Achse ändert zwar seinen absoluten Wert $J_0 \omega$ nicht, wohl aber seine Richtung, und zwar ist diese Änderung parallel der Z -Achse und hat den Betrag $-J_0 \omega \psi$ (siehe Fig. 2, ω ist unterstrichen, um es als Vektor zu kennzeichnen). Demnach ergibt sich als Drehmoment bezüglich der Z -Achse:

$$\mathcal{M}_z = \frac{dN_z}{dt} - J_0 \omega \psi.$$

Bei einem symmetrischen Kreisel, bei welchem nach der Definition $J_1 = J_2$ ist, wird, wie man sich leicht aus Gleich. 4) und 5) überzeugen kann $\frac{dN_y}{dt} = 0$ und $\frac{dN_z}{dt} = 0$, so daß als einziges Drehmoment nur $\mathcal{M}_z = -J_0 \omega \psi$ übrig bleibt, womit wir Gleichung 1) erhalten haben. Für einen Propeller trifft dies jedoch, wie bereits oben auseinandergesetzt, keineswegs zu. Wir können vielmehr, da J_1 sehr klein gegenüber J_0 und J_2 ist, ohne großen Fehler $J_1 = 0$ und $J_2 = J_0$ setzen. Wenn wir noch beachten, daß $\cos^2 \alpha - \sin^2 \alpha = 2 \cos^2 \alpha - 1$ ist, so erhalten wir:

$$\mathcal{M}_y = 2 J_0 \omega \psi \sin \alpha \cos \alpha \quad (6)$$

$$\mathcal{M}_z = -2 J_0 \omega \psi \cos^2 \alpha; \quad (7)$$

Diese beiden Momente lassen sich endlich noch zu einer Resultante zusammensetzen:

$$\mathcal{M} = \pm \sqrt{\mathcal{M}_y^2 + \mathcal{M}_z^2} = \pm 2 J_0 \omega \psi \cos \alpha \quad (8)$$

Die Achse dieses resultierenden Momentes fällt mit der Hauptträgheitsachse V des Propellers zusammen. Der

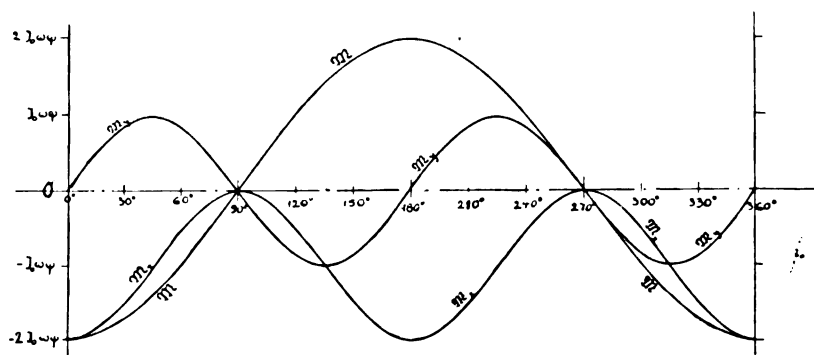


Fig. 4.

Verlauf der drei Momente \mathcal{M} , \mathcal{M}_y und \mathcal{M}_z ist in Fig. 4 dargestellt.

Für viele Zwecke genügt es, die durchschnittliche Bewegung zu kennen, welche durch die Reaktion dieser

wechselnden Kräfte hervorgerufen wird; wir wollen daher noch die Mittelwerte \mathcal{M}_y und \mathcal{M}_z während einer Umdrehung feststellen, wir erhalten dafür:

$$\mathcal{M}_y = \frac{\int_0^{2\pi} \mathcal{M}_y d\alpha}{2\pi} = \frac{2 J_0 \omega \psi}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sin \alpha \cos \alpha d\alpha = 0 \quad (9)$$

$$\mathcal{M}_z = \frac{\int_0^{2\pi} \mathcal{M}_z d\alpha}{2\pi} = \frac{-2 J_0 \omega \psi}{2\pi} \int_0^{2\pi} \cos^2 \alpha d\alpha = -J_0 \omega \psi \quad (10)$$

Dies ist dasselbe Drehmoment, welches nach der Gleichung 1) für den symmetrischen Kreisel gilt. Wir können daher in allen Fällen, in denen es nur auf die resultierende Bewegung während eines bestimmten Zeitabschnittes, nicht aber auf geringe Schwankungen ankommt, die einfache Gleichung 1) benutzen, und werden nur dann, wenn es sich, wie z. B. bei Festigkeitsuntersuchungen, um die Ermittlung der Maximalwirkung handelt, die Gleichungen 6), 7) und 8) zur Anwendung bringen.

Einfluß der Kreiselwirkung auf die Festigkeit der Propeller.

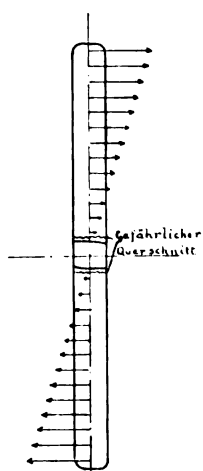


Fig. 5.

Nach Gleichung 8) verursacht der Propeller bei einer Drehung des Flugapparates ein Moment, das im Maximum den Betrag $2 J_0 \omega \psi$ hat. Da diese Wirkung fast ausschließlich von den Flügeln herrührt, können wir sagen, daß jeder Flügel die Hälfte dazu beiträgt. Setzen wir die Achse des Propellers als genügend fest voraus, so sucht dieses Moment die Flügel von der Nabe abzubringen. (Fig. 5). Da der gefährliche Querschnitt nicht in der Mitte des Propellers, sondern ungefähr an der Stelle liegt, wo der Flügel in die Nabe übergeht, so ist das wirksame Moment zwar etwas kleiner als $J_0 \omega \psi$, aber bei dem geringen Durchmesser, welchen die Naben der

gebräuchlichen Propeller im Vergleich mit dem Gesamtschraubendurchmesser haben, können wir ohne erheblichen Fehler mit diesem Moment rechnen.

Zunächst müssen wir uns nun über die Zahlenwerte der Größen J_0 , ω und ψ Klarheit verschaffen, wie sie bei

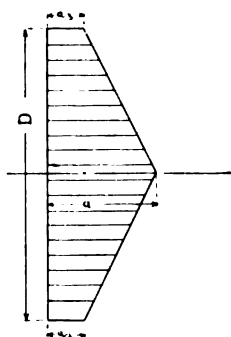


Fig. 6.

Flugzeugen in Betracht kommen. Wir nehmen einen der gebräuchlichsten Holzpropeller an, etwa den »Integrale«-Propeller von L. Chauvière oder den »Eta«-Propeller der Firma Borrmann & Kaerting. Der Durchmesser betrage $D = 2,5$ m. Ein derartiger Propeller wiegt rund $8\frac{1}{2}$ kg. Die Verteilung der Masse längs des Radius ist ziemlich verschieden; wir werden jedoch von der Wirklichkeit nicht allzu weit uns entfernen, wenn wir annehmen, daß die Querschnitte nach den Flügelspitzen zu auf etwa $\frac{1}{3}$ des Betrages an der Nabe abnehmen. Wir haben dann die in Fig. 6 dargestellte Massenverteilung. Das Trägheitsmoment eines solchen Körpers beträgt nach den Regeln der Mechanik:

$$J_0 = \frac{1}{16} \cdot \frac{G}{g} \cdot D^2$$

$$J_0 = \frac{8,5 \cdot 250^2}{16 \cdot 981} = 34 \text{ cm kg sec}^2 \cdot 1)$$

1) In technischen Maßeinheiten; 1 kg ist also die Kraft —, nicht die Masseneinheit.

Als Tourenzahl können wir etwa den vielfach gebräuchlichen Wert $n = 1200$ einsetzen; daraus ergibt sich

$$\omega = \frac{\pi n}{30} = 126 \text{ sec.}^{-1}$$

Recht unsicher ist die Annahme, die wir über die Größe ψ machen müssen. Wir wollen etwa voraussetzen, daß der Apparat eine seitliche Wendung um 90° in 10 Sek. ausführt; dem würde entsprechen:

$$\psi = \frac{1}{10} \cdot \frac{\pi}{2} = 0,157 \text{ sec.}^{-1}$$

Unter diesen Annahmen erhalten wir als maximales Biegemoment des Propellerflügels infolge der Kreiselwirkung

$$\mathcal{M} \text{ max.} = J_0 \omega \psi = 34 \cdot 126 \cdot 0,157 = 675 \text{ cmkg.}$$

Bei einer glatten Landung wird die Größe ψ und damit auch \mathcal{M} max. kaum diese Werte erreichen. In ungünstigen Fällen jedoch ist immerhin sogar $\psi = 0,5$ denkbar. Daraus würde sich ergeben

$$\mathcal{M} \text{ max.} = 2150 \text{ cmkg.}$$

Um uns eine Vorstellung von der Größe dieser Momente zu machen, wollen wir zum Vergleich angenähert das durch die Zugkraft des Propellers hervorgerufene Moment berechnen, das teils im gleichen, teils im entgegengesetzten Sinne wie das eben ermittelte Kreiselmoment wirkt. Von dem Propellerzug treffe auf einen Flügel die Kraft $P = 50$ kg; der Angriffspunkt liege in einer Entfernung von $0,70 \cdot D/2 = 87,5$ cm von der Achse. Daraus ergibt sich als Biegemoment

$$\mathcal{M}' = 50 \cdot 87,5 = 4370 \text{ cmkg.}$$

Durch die Kreiselwirkung wird demnach dieses Moment um $15\frac{1}{2}\%$ und in dem erwähnten ungünstigen Falle sogar um 50% erhöht. Im allgemeinen wird ja der Sicherheitsgrad, welcher der Berechnung des Propellers zugrunde gelegt ist, ausreichen, um diese größere Biegebbeanspruchung zu gestatten. Vielfach werden jedoch Propeller auch so konstruiert, daß die Resultierende aus den Zentrifugalkräften und dem Propellerzug an allen Stellen in die Schwerpunktslinie des Flügels fällt, daß also bei normalem Gang keine Biegebbeanspruchungen auftreten. Ein Beispiel hierfür ist der oben erwähnte »Eta«-Propeller. Wird diese Beseitigung des Biegemomentes in der Hauptsache zur Vergrößerung der Sicherheit und der Dauerhaftigkeit der Schraube verwandt, wie es bei dem angeführten Propeller anscheinend in hohem Maße der Fall ist, so kann das nur vorteilhaft sein. Wollte man jedoch die Querschnitte der Flügel so verringern, daß sie eben nur die sich ergebenden reinen Zugbeanspruchungen aushalten, was ja an sich ziemlich nahe liegt, so könnte doch die Nichtbeachtung der Kreiselwirkung recht gefährliche Folgen haben.

Besonders ungünstig ist der Umstand, daß die Beanspruchungen nicht dauernd von gleicher Größe sind, sondern bei jeder Umdrehung der Schraube zwischen einem größten und kleinsten Werte hin und her schwanken. Etwas gemildert wird dagegen die Kreiselwirkung durch die Elastizität der Schraube, welche bewirkt, daß die Flügel unter dem Einfluß der auftretenden Biegemomente etwas von der für die Ableitung der Formeln vorausgesetzten Bahn abweichen, wodurch die Momente verringert werden.

Einfluß der Kreiselwirkung auf die Steuereigenschaften der Flugzeuge.

Beim Lenken der Flugzeuge machen sich die rotierenden Massen in der Weise geltend, daß der Apparat bei Betätigung des Seitensteuers sich entweder aufrichtet

oder nach vorne neigt je nachdem man bei rechtsgängigem Propeller eine Wendung nach links oder nach rechts beabsichtigt hatte; ebenso macht der Apparat eine Drehung nach rechts bzw. links, sobald der Führer durch Bewegungen des Höhensteuers das Flugzeug nach oben oder unten lenken will. Diese unbeabsichtigten Nebenbewegungen können nur vermieden werden, indem man ihnen durch das Höhensteuer im ersten oder durch das Seitensteuer im zweiten Falle entgegenwirkt.

Nehmen wir an, es soll eine Wendung nach links ausgeführt werden und zwar wieder mit der Winkelgeschwindigkeit

$$\psi = 0,157.$$

Das Moment, welches nun mit dem Höhensteuer im Sinne einer Neigung nach abwärts ausgeübt werden muß, beträgt dann nach Gleichung 1):

$$\mathcal{M} = J_0 \omega \psi,$$

Setzen wir wieder wie früher $J_0 = 34$ und $\omega = 126$, so erhalten wir

$$\mathcal{M} = 34 \cdot 126 \cdot 0,157 = 675 \text{ cmkg.}$$

Haben wir als Antrieb einen 50 PS-Gnomemotor, so kommt dessen Trägheitsmoment, es beträgt ca. 19 cmkgsec², noch zu dem des Propellers hinzu. Es ergibt sich dann

$$J_0 = 34 + 19 = 53$$

$$\mathcal{M} = 1050 \text{ cmkg.}$$

Dieses Moment ist gar nicht so unbedeutend; wollte z. B. der Führer statt durch Betätigung des Höhensteuers den Apparat durch Bewegungen seines Körpers im Gleichgewicht erhalten, so müßte er seinen Schwerpunkt um 15 cm nach vorne verschieben (sein Gewicht zu 70 kg angenommen). Ähnlich liegen die Verhältnisse, wenn der Führer etwa zur Überwindung eines Hindernisses das Flugzeug rasch aufrichten will.

Handelt es sich nur um Drehungen von kurzer Dauer, so kann das Kreiselmoment ohne Schaden durch die Massen-

trägeit des Flugapparates aufgenommen werden, besonders wenn das Trägheitsmoment des Flugzeuges nicht zu klein ist. Dieser Umstand mag unter anderem mit dazu beitragen, daß die Apparate mit einem verhältnismäßig schweren Längsträger (Boot und Schwanz) sich durch so große Ruhe auszeichnen.

Aus den vorliegenden Untersuchungen geht hervor, daß die Kreiselwirkungen, welche infolge der Rotation der Propeller und teilweise auch der Motoren auftreten, zwar noch nicht gerade erhebliche Schwierigkeiten hervorrufen, daß sie aber immerhin recht merklich in Erscheinung treten. In weitaus den meisten Fällen empfinden wir die Wirkung als nachteilig; der günstige Einfluß auf die Stabilität, wie er vielfach den Rotationsmotoren nachgerühmt wird, ist so zweifelhafter Natur, daß wir gerne darauf verzichten können. Es wird daher ratsam sein, bei der Konstruktion der Flugzeuge, der Motoren und Propeller auch auf die Kreiselwirkung das Augenmerk zu richten und nach Möglichkeit die schädlichen Begleiterscheinungen der rotierenden Massen zu vermindern suchen.

Neue Flugzeuge. (Mit Tafel IX.)

Der neue Eindecker von Dornier. (Typ III.)

Von Dr. Viktor Quittné, Ingenieur.

Der Dornier-Eindecker gehört bekanntlich zu den ältesten deutschen Flugzeugen, die wirklich Originalkonstruktionen und nicht einfache Nachahmungen oder Verbesserungen von französischen Vorbildern sind. Im Laufe der drei Jahre, während derer Herr Dipl.-Ing. Dornier an der Konstruktion und Verbesserung seines Flugzeugs arbeitete, hat sich dasselbe allerdings sehr wesentlich verändert, und auch jetzt weist fast jede neue Maschine weitere Änderungen und Verbesserungen auf.

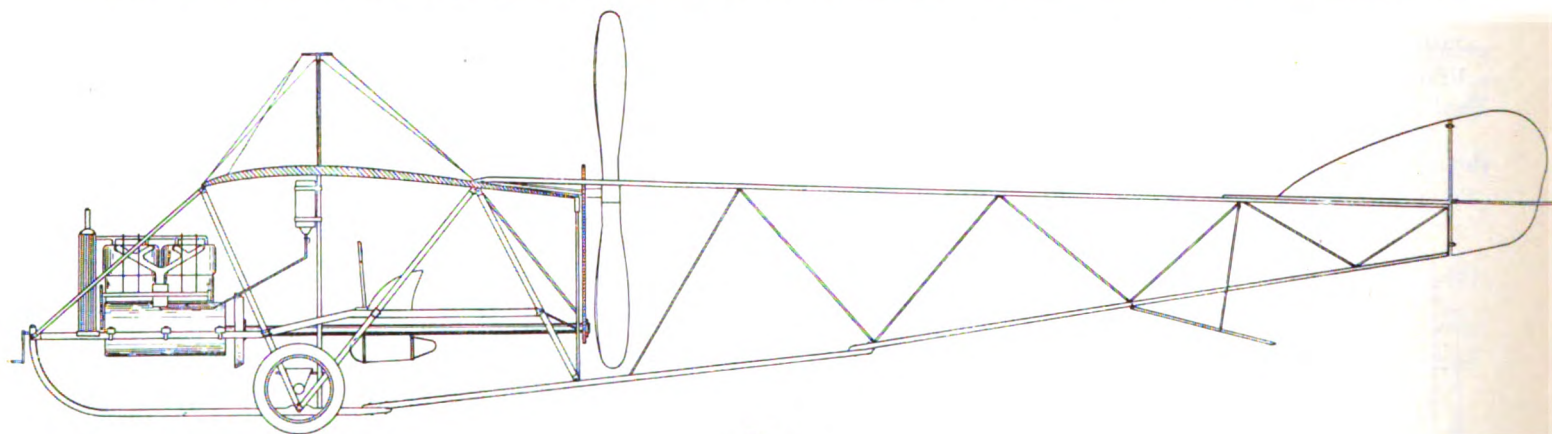


Fig. 1.

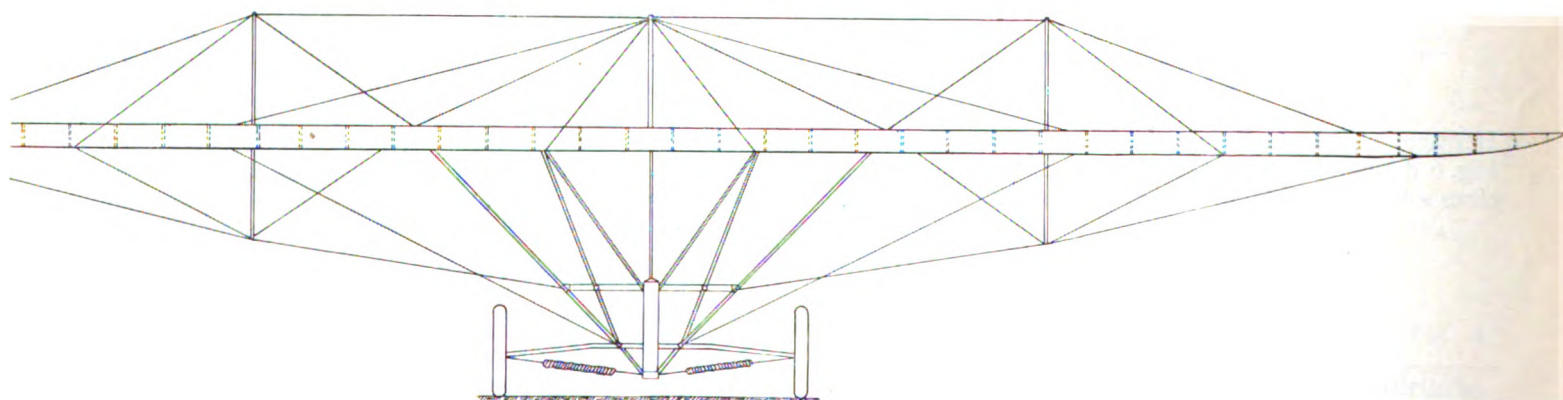


Fig. 3.

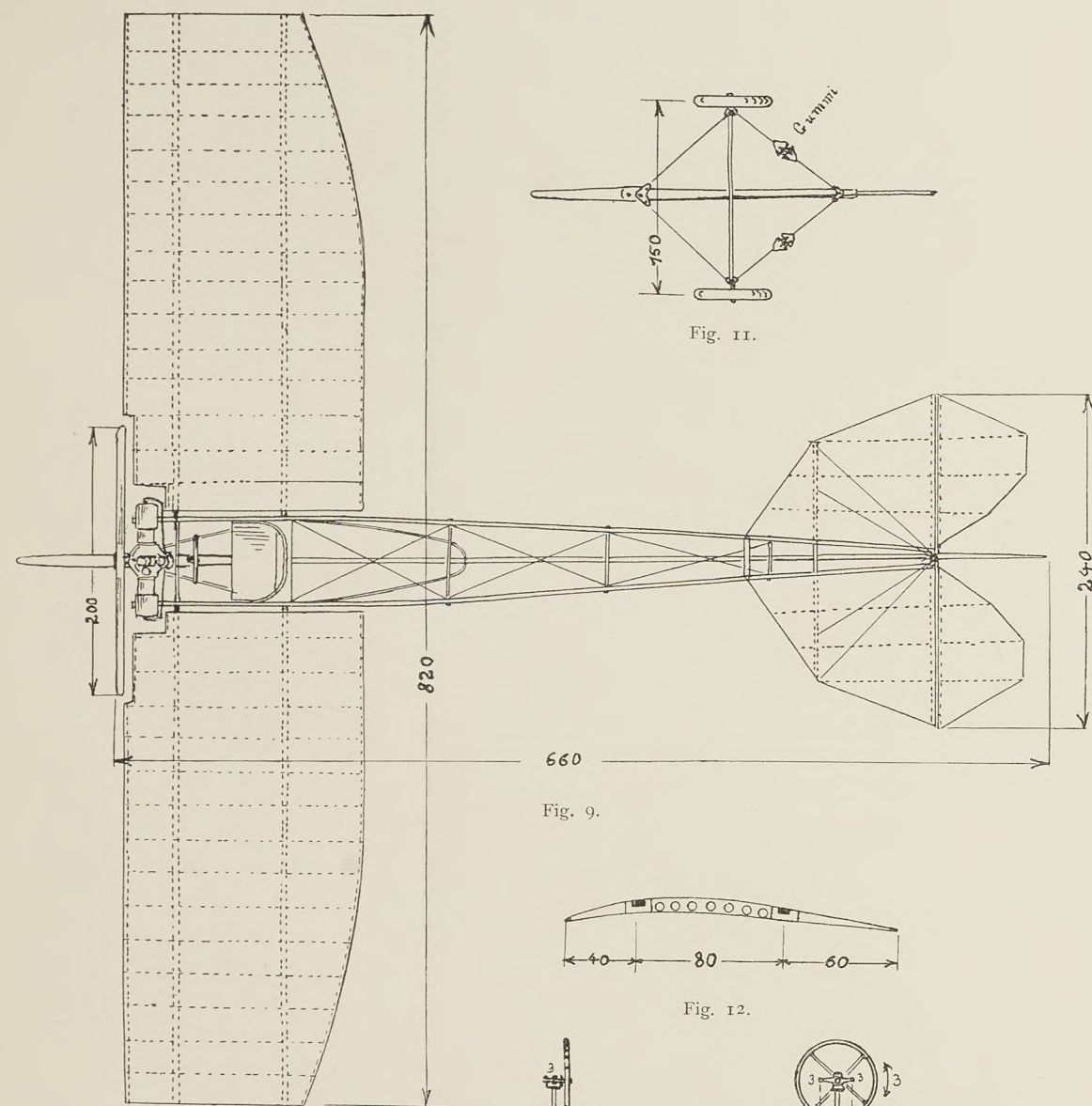


Fig. 11.

Fig. 9.

Fig. 12.

Fig. 13 u. 14.

1: Höhen - 2: Seiten - 3: Schrägsteuer.

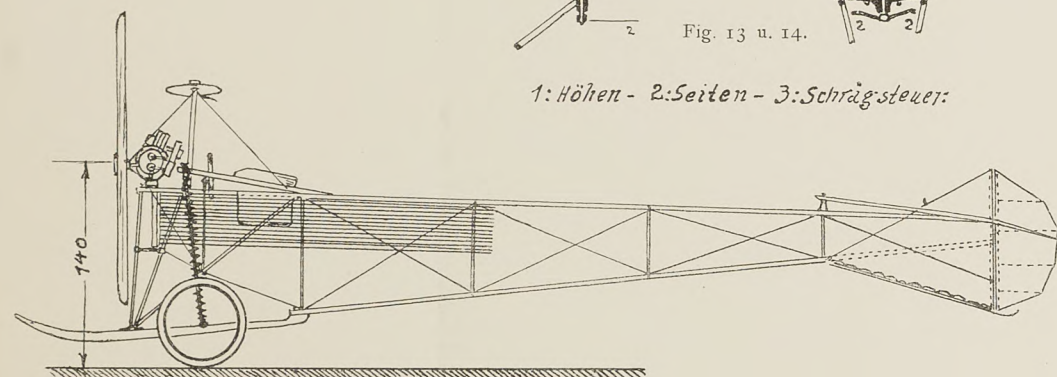


Fig. 10.

Fig. 9 u. 10. Zeichnung des Eindeckers von Zsélyi.

Fig. 11. Grundriß des Anlaufgestells des Eindeckers von Zsélyi.

Fig. 12. Rippe des Eindeckers von Zsélyi.

Fig. 13 u. 14. Steuerung des Eindeckers von Zsélyi.



Fig. 15.

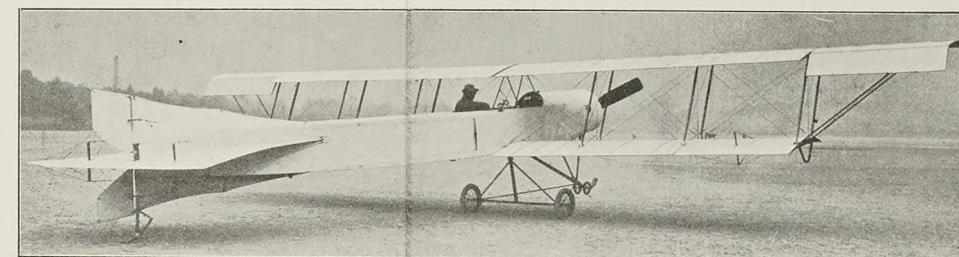


Fig. 16.

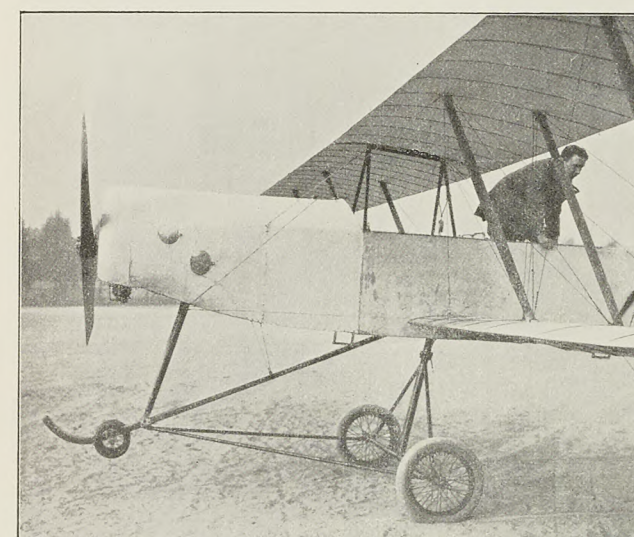


Fig. 17.

Fig. 15. Ansicht des Eindeckers von Zsélyi schräg von hinten.

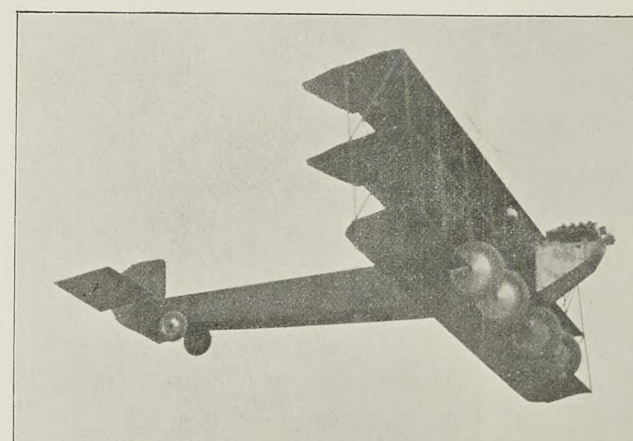


Fig. 18.

Fig. 16 u. 17. Zweidecker Zodiak.

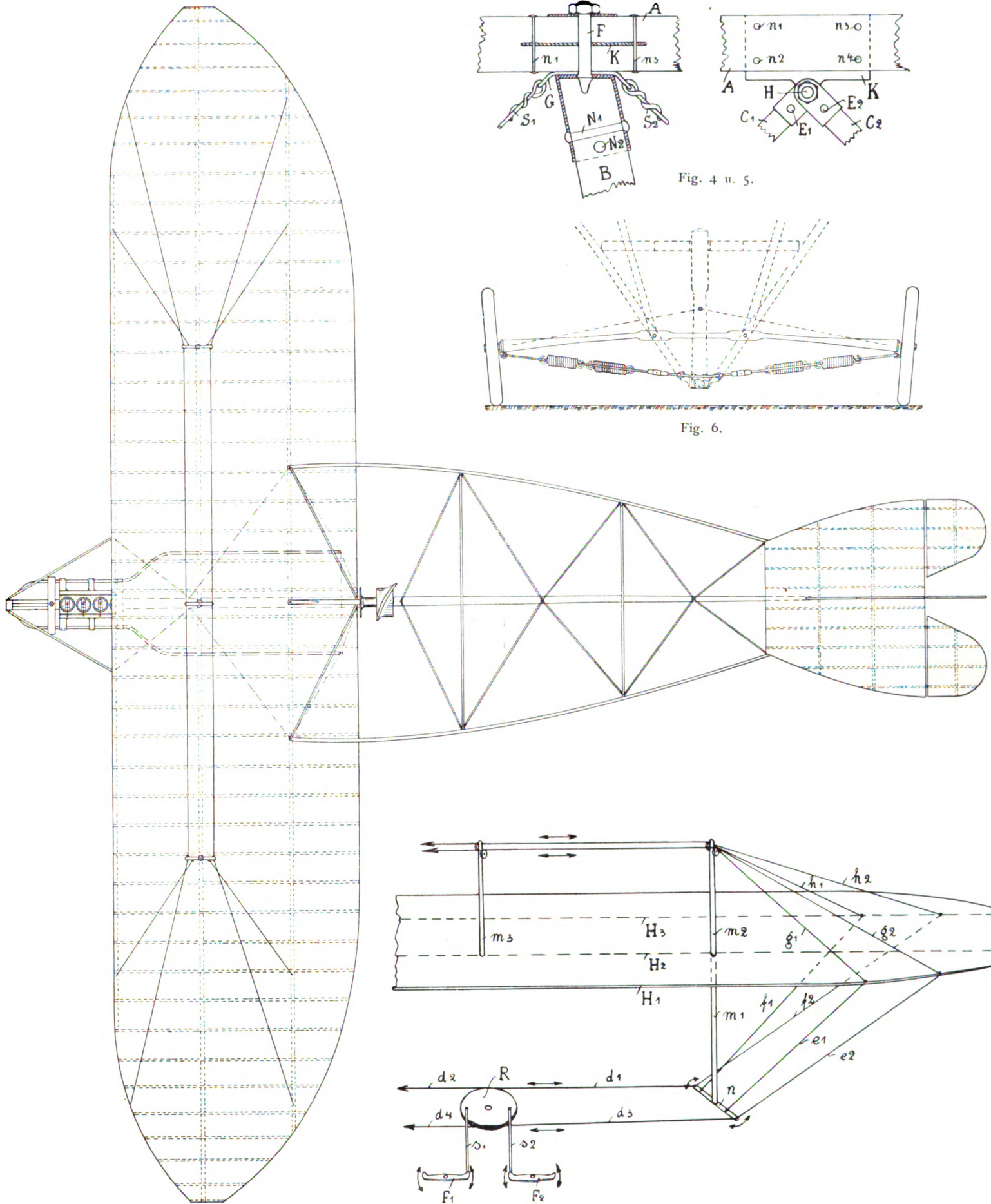


Fig. 2.

Fig. 7.

Fig. 1—3. Zeichnung des Eindeckers Dornier Type III. — Fig. 4 u. 5. Knotenpunkt am oberen Langträger des Dornier-Eindeckers. — Fig. 6. Fahrgestell des Dornier-Eindeckers. — Fig. 7. Verwindung des Dornier-Eindeckers.

Der allgemeine Bau des Dorner-Eindeckers ist wohl bekannt. Wie bei Grade und bei der Mehrzahl der deutschen Originalkonstruktionen von Eindeckern sind die Sitze für Führer und Fluggast unter dem Tragdeck angeordnet. Wir wissen zwar heute durch die theoretischen Untersuchungen von Ferber¹⁾, Soreau²⁾, dem Referenten³⁾ u. a., daß die dadurch bewirkte tiefe Schwerpunktslage keineswegs die Stabilität im Fluge erhöht. Wohl aber erhöht sie die Standfestigkeit beim Rollen am Boden, was besonders für die ersten Flugversuche wichtig ist, und gewährt eine vollständig freie Aussicht auf das untenliegende Terrain. Im Gegensatz zu Grade hat Dorner die Luftschraube hinter dem Tragdeck angeordnet, während der Motor vor den Sitzen liegt und durch eine lange und sehr starke Welle mittels Kettenübertragung den Propeller antreibt. Diese Anordnung (die auch der Österreicher v. Pischoff benutzt) macht es unmöglich, daß (wie bei den meisten Zweideckern) bei einem Sturze der Motor auf die Flieger fällt — es sei denn bei dem äußerst selten vorkommenden Falle eines Abrutschens nach rückwärts. Diese Anordnung gestattet eine stete Beobachtung des Motors und befreit die Flieger von dem scharfen Schraubenwind. Die Schraube selbst ist nicht so sehr Beschädigungen ausgesetzt wie bei anderen Eindeckern, wo sie vorne liegt; freilich bringt das den Nachteil mit sich, daß — wie bei den meisten Zweideckern — ein Schraubenbruch im Fluge durch Zerschlagen der Verbindungsträger zum Schwanz einen schweren Unfall verursachen kann, während er bei vorn befindlicher Schraube ungefährlich ist. Die langsam laufende Schraube des Dorner-Flugzeugs ist aber natürlich Brüchen viel weniger ausgesetzt als schnellaufende, direkt auf der Motorwelle sitzende Schrauben. Bei guten Holzschrauben sind übrigens Brüche kaum zu befürchten.

Das ganze Flugzeug baut sich auf einer besonders starken und langen Kufe aus Eschenholz auf, die vorne aufgebogen ist. Von der Kufe gehen rechts und links je vier Stahlrohre schräg nach oben und außen an das Tragdeck in der Weise, daß ein ganz aus Dreiecken bestehendes Stahlgerüst entsteht, das ohne Spanndrähte in sich volle Festigkeit und Undeformierbarkeit besitzt. Fig. 1 bis 3. Von dem vorderen aufgebogenen Ende der Kufe geht rechts und links je ein besonders starkes ovales Stahlrohr nach hinten. Diese beiden Rohre bilden zusammen einen Rahmen, der vorn den Motor mit Kühler trägt, sich dann verbreitert und die nebeneinander angeordneten Sitze der beiden Flieger aufnimmt. Dieser äußerst feste Rahmen gewährt den Fliegern einen gewissen Schutz bei Unfällen. Die Verbindung der einzelnen Stahlrohre geschieht nicht wie bei manchen Stahl-Flugzeugen durch einfache autogene Schweißung, sondern nur durch Verschraubung, während die Schweißung

nur zur Befestigung der notwendigen Ansatz- und Zwischenstücke verwendet wird; das Gerüst ist daher vollkommen zerlegbar.

An das Stahlgerüst schließt sich das breite Schwanzgestell von dreieckigem Querschnitt an. Der untere Längsträger aus Kiefernholz bildet die unmittelbare Fortsetzung der Kufe, die beiden oberen schließen sich am hinteren Holm des Tragdecks an das vordere Gerüst an. Sie bestehen bis zum ersten Knotenpunkt aus Stahlrohr, nachher aus Kiefernholz. Der Übergang von Stahl zu Holz geschieht in der Weise, daß das Stahlrohr an seinem Ende geschlitzt ist und die entstehenden beiden Streifen oben und unten um den vierkantigen Holzträger gebogen und mit ihm durch Nieten verbunden werden, während der Holzbalken an seinem Ende abgerundet und in das Stahlrohr gesteckt ist. Die gleichfalls aus Kiefernholz gefertigten Querstreben bilden an den Seiten ein Dreieck-Fachwerk, das ohne Spanndrähte undeformierbar ist; nur zwischen den beiden oberen Längsträgern sind Diagonaldrähte erforderlich. Die Fig. 4 und 5 zeigen die Konstruktion eines Knotenpunktes an einem der oberen Längsträger. Die horizontale Querstrebe *B* ist in die Hülse *D* gesteckt und mit ihr durch die Nieten *N*₁, *N*₂ verbunden; an der Hülse ist der Bolzen *F* angeschweißt, der den Längsträger *A* durchsetzt. An dem untergelegten Blechstreifen *G* greifen die Spanndrähte *S*₁, *S*₂ an; bei diesen letzteren ersetzt Dorner wie Grade, Harlan u. a. die sonst gebräuchlichen Kupferhülsen durch schraubenförmiges Aufwickeln des Drahtes um sich selbst. Die schräg abwärts zum unteren Längsträger gehenden Streben *G*₁, *G*₂ sind gleichfalls in Stahlhülsen *E*₁, *E*₂ gesteckt und durch den Bolzen *H* gelenkig mit dem in den Längsträger *A* eingelassenen Stahlblech *K* verbunden, das vier Nieten *n*₁ bis *n*₄ an *A* festhalten.

Das Tragdeck ist ohne Unterbrechung in der Mitte glatt durchgeführt und an den Enden abgerundet. Es enthält drei Holme, von denen der mittlere, der eigentlich tragende, aus oben und unten mit Stahl armiertem Eschenholz besteht, während die beiden anderen aus Eschen- oder Kiefernholz hergestellt sind; zu den Rippen wird Spruce- oder Tannenholz verwendet. Zur Verspannung der Flügel dienen drei Maste, die auf dem Hauptholm angebracht sind.

Das Fahrgestell (Fig. 6) enthält zwei Laufräder, die an den Enden der flachen und dadurch biegsamen Holzachse auf Rohrachsen laufen. Die Achse ist unten durch Stahlzugfedern gespannt und ist so bemessen, bzw. mittels Spannschlössern an den Zugfedern eingestellt, daß die Kufe den Boden berührt bevor die Festigkeit der Achse durch die Durchbiegung gefährdet wird. Bei den schwereren Typen hat Dorner in letzter Zeit die biegsame Achse aufgegeben; an Stelle der Federn tritt hier ein kräftiger Unterzug, der durch Streben gegen die Achse gestützt ist, so daß eine undeformierbare steife Fachwerkachse entsteht, an der an drei Punkten das Gestell des Flugzeugs mittels Gummizügen hängt. Diese Konstruktion bietet außer der besseren Federung auch den Vorteil einer gewissen Seitenbeweglichkeit, die bekanntlich bei Landungen mit Seitenwind von großem Nutzen ist.

Die Schwanzfläche ist verhältnismäßig klein, trapezförmig und leicht tragend; an sie schließen sich hinten die beiden Höhensteuerklappen an. Zwischen denselben liegt das sehr kleine einfache Seitensteuer. Am Boden ruht der Schwanz auf einem Sporn durch Vermittlung von zwei schräg nach beiden Seiten abgehenden Stützen aus Stahlrohr, die in ihrem Innern Druckfedern enthalten; dadurch erhält der Schwanz außer einer guten Abfederung auch eine leichte Seitenbeweglichkeit, die vor dem Abbrechen bei plötzlichen Wendungen schützt. Zum Transport des Flugzeugs wird der Sporn abgenommen und umgekehrt am Schwanzgerüst an zwei besonders dafür vorgesehenen Schellen angesetzt, worauf das Flugzeug an ihr mit dem Schwanz voraus leicht gefahren werden kann.

Die beiden Sitze liegen, wie bereits erwähnt, nebeneinander unter den Flügeln; diese Anordnung hat den Vorteil, daß sich die beiden Flieger bequem verständigen können, dagegen den Nachteil des erhöhten Luftwiderstandes. Sämtliche Steuer sind doppelt: jeder der beiden Flieger hat neben sich (der links sitzende links, der rechts sitzende rechts) einen Handhebel, der durch Vor- und Rückwärtsschwingen das Höhensteuer, durch Seitwärtsschwingen das Seitensteuer betätigt.

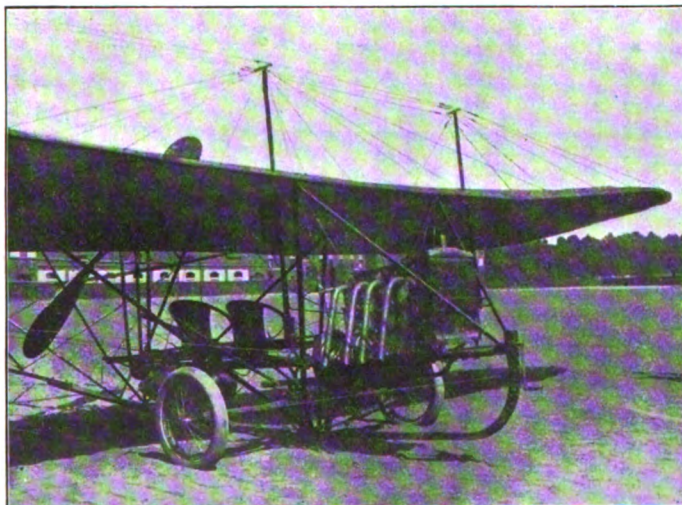


Fig. 8. Ansicht des Dorner-Eindeckers schräg von vorn mit Kühler und Motor (von der Auspuffseite).

¹⁾ Ferber, L'aviation, Paris 1908.

²⁾ Soreau, État actuel et avenir de l'aviation, Mém. Soc. Ing. Civ. de France, juillet 1908.

³⁾ Quittner, Stabilité des aéroplanes, Techn. Mod., oct., dec. 1910, févr. 1911.

Beide Hebel wirken durch Verbindungsdrähte und Zwischenhebel auf eine hinter den Sitzen angebrachte Welle, von der dann die Steuerdrähte zum Höhensteuer führen, die ebenso wie die zum Seitensteuer unmittelbar über der Mittelkufe und dem unteren Längsträger über Rollen und Führungen nach hinten geführt werden. Die Drähte für das Höhensteuer sind doppelt. Zur Betätigung der Verwindung hat jeder der beiden Flieger vor sich einen Fußhebel F_1, F_2 (Fig. 7); durch Druckstangen s_1, s_2 drehen diese das unter den Sitzen angebrachte Rad R , das wieder durch die Drahtzüge d_1 bis d_4 , die an den Enden der Maste m_1, m_2 drehbar befestigten Hebel n bewegt. Jeder dieser Hebel biegt durch die Drähte e_1, e_2 den vorderen Holm H_1 , und durch die Drähte f_1, f_2 in umgekehrtem Sinne den hinteren Holm H_3 des zugehörigen Flügels. Der hauptsächlich tragende Mittelholm H_2 bleibt stets gerade. Die Gegendrähte g_1, g_2 und h_1, h_2 verbinden die beiden Flügel und sind über Rollen an den oberen Enden der Maste m_2, m_3 geführt. Die näher an die Flügelenden gehenden Drähte e_2, f_2 greifen weiter außen an den Hebel n an, damit die Stärke der Verwindung gegen die Flügelenden hin entsprechend zunimmt. Die Verwindung der Flügel erfolgt beim Dornier-Flugzeug demnach so, daß auf der einen Seite der vordere Holm aufwärts, der hintere abwärts gebogen wird, umgekehrt auf der anderen Flügelenseite. Bei der großen Anzahl der Verwindungsdrähte wird die Bedienung der Verwindung auch durch Reißen von einzelnen Drähten nicht gefährdet.

Als Antriebsmotor wird entweder der von Dornier selbst gebaute Motor von 22 PS verwendet, oder, bei größerem Typ, ein 40 PS-Motor von Körting oder 50 PS-Motor der Daimler-Motoren-Gesellschaft. Die zur Übertragung der Motorleistung dienende außerordentlich kräftige Hohlwelle aus Stahlrohr liegt unterhalb der beiden Sitze. Von ihr überträgt eine Kette die Arbeit auf den am Tragdeck angebrachten Propeller mit einer Übersetzung von 2:1 ins Langsame. Die Propellerwelle ist sehr kräftig durch seitliche Stahlrohre geschützt; durch eine mit Rechts- und Linksgewinde versehene vertikale Stütze kann die Kette nachgespannt werden. Die eigentliche Propellerwelle mit dem Kettenrad ist hohl und dreht sich mittels zwei Kugellagern auf einer feststehenden Achse. Als Propeller werden jetzt an Stelle der früheren dreiflügeligen Schrauben meist zweiflügelige „Eta“-Propeller verwendet.

Der Dornier-Eindecker wird gegenwärtig in zwei verschiedenen Größen ausgeführt, die sich allerdings weniger in ihren Dimensionen voneinander unterscheiden, als durch die Stärke der Konstruktion und dementsprechend durch das Gewicht. Der kleinere Typ II ist für Motoren von 20 bis 30 PS bestimmt, der größere Typ III für stärkere Motoren von 40 bis 50 PS.

Die folgende Tabelle gibt die Hauptmaße der beiden Typen:

	Typ II	Typ III
Spannweite m	10,0	10,5
Länge über alles m	11,6	12,25
Tragfläche qm	25,9	26,9
Schwanz- und Steuerflächen . qm	2,89	3,09
Gewicht ohne Motor kg	170,	220
Gewicht mit Motor kg	260—300	350—400

Für den Typ II wird mit 20 PS-Motor eine Nutzlast von 150 kg bei 100 m Höhe, mit 30 PS-Motor eine Nutzlast von 160 kg bei 300 m Höhe garantiert. Für den größeren Typ III beträgt die garantierte Nutzlast mit 40 PS-Motor 180 kg in 500 m Höhe, mit 50 PS-Motor 200 kg in 800 m Höhe. Im Belastungspreis des Kriegsministeriums trug das Flugzeug mit 22 PS-Motor eine Nutzlast von 180 kg.

Eindecker von Zsélyi.

Die ungarische Flugtechnik, die es bisher zu größeren Leistungen noch nicht gebracht hat, kann immerhin bereits auf eine Anzahl von eigenen, zum Teil recht originellen Flugzeugkonstruktionen hinweisen. Von diesen dürfte wohl die am besten durchdachte und am geschicktesten ausgeführte der im folgenden zu beschreibende Eindecker von Dipl.-Ing. Zsélyi sein; es ist auch derjenige, der bisher von allen ungarischen Apparaten die besten Erfolge erzielt hat. Zsélyi, der

durch sein auch ins Deutsche übersetztes Werk „Prinzipien der Flugtechnik“ auch außerhalb seines Heimatlandes nicht unbekannt ist, hat es sich zur Aufgabe gestellt, einen Apparat zu bauen, der die Leichtigkeit der Eindecker mit unterhalb der Flügel gelegenen Sitz (Santos-Dumonts, Demoiselle, Grade usw.) mit den sonstigen Vorteilen, die ein höher liegender Sitz mit sich bringt, vereinigen sollte. Außerdem sollte im Gegensatz zu den meisten anderen sehr leichten Apparaten unter allen Umständen ein allen Anforderungen entsprechendes gefedertes Fahrgestell mit Rädern und Kufen zur Anwendung gelangen.

Der Apparat ist ein kleiner Eindecker von 8,20 m Spannweite und 7,40 m gesamter Länge. Die an der Brücke 1,80 m tiefen, an den Enden schmälere Flügel besitzen eine Fläche von ca. 14 qm. Der Querschnitt der Brücke ist ein mit der Spitze nach unten gerichtetes Dreieck, wobei (wie beim Dornier-Eindecker) der untere Längsträger in seinem vorderen Teile zugleich als Kufe dient.

Die Längsträger der Brücke bestehen aus Fichtenholz vom Querschnitt 25 × 35 mm, die vertikalen Streben aus Stahlrohr von 10 mm Durchmesser; nur im vorderen Teile wurde 16 mm starkes Stahlrohr verwendet.

Die Flügel enthalten zwei Holme aus Eschenholz von 30 × 40 mm Querschnitt und 12 mm starke, zum Zwecke der Gewichtsersparnis mit Löchern versehene Rippen aus Fichtenholz; sie werden von je acht Spannseilen gehalten, die an der Kufe angreifen.

Der Führersitz besteht aus einer an den beiden oberen Längsträgern befestigten Lederplatte mit aus Fournier gefertigter Rücklehne; die Füße des Führers ruhen auf einem wagerechten Stahlrohr.

Die Bedienung sämtlicher Steuer geschieht mittels eines Hebels mit Handrad. Durch Vor- und Rückwärtsschwenken des Hebels wird das Höhensteuer bedient, durch Drehen des Rades die Verwindung, das Seitensteuer endlich durch Drehen des Handrades im ganzen um den Hebel als Achse.

Zum Antrieb wird ein zweizylindriger 25/30 PS Darracq-Motor verwendet, der in direkter Kupplung eine Schraube von 2 m Durchmesser und 80 cm Steigung antreibt. Am Stand betrug die Tourenzahl ca. 1430, der Propellerzug 95 kg, im Fluge stieg die Tourenzahl auf 1600 bis 1700.

Das Gewicht des Apparates in flugfähigem Zustande ohne Führer beträgt ca. 170 kg.

Bei den bisher ausgeführten kleineren Probeflügen hat sich das Flugzeug recht gut bewährt.

Neue französische Flugzeuge.

Einen Dreidecker, der zuerst etwas sonderbar infolge des Fehlens eines federnden Fahrgestells anmutet, hat die „Astra“-Gesellschaft konstruiert. Der vorderste Holm des untersten Tragdecks ist besonders stark ausgebildet und dient als Achse der vier vorderen Laufräder nach dem System „Vedavelli“ (siehe H. I S. 14 ds. Jahrg.), die mit extra starken Pneumatiks versehen sind. Zwei kleinere Räder derselben Art sind am Schwanzende des Bootes angebracht. Die Erhaltung der Querstabilität erfolgt durch Klappen, die sich an den mittleren und oberen Tragflächen befinden. Der Apparat hat sich bei seinen Probeflügen als sehr stabil erwiesen.

Die Fabrik „Zodia“, die die bekannten Luftschiffe gleichen Namens herstellt, hat jetzt einen neuen Zweidecker konstruiert. Die Tragflächen sind ähnlich wie bei Goupy schräg übereinander angeordnet, jedoch ist die obere Tragfläche breiter als die untere. Das Fahrgestell ist eine Vereinfachung des Antoinette-Fahrgestells. An der vorderen Kufe sind zwei kleine Schutzräder angebracht, wie sie Antoinette auch schon hatte, aber später als ihren Zweck nicht erfüllend wieder wegließ. Die Quersteuerung erfolgt durch Klappen, je zwei an jeder Tragfläche. Die geteilten Höhen- und Seitensteuer sind hinten am Ende des sehr schlanken Bootes angeordnet. Erwähnenswert ist die große Haube des 50 PS-Gnomemotors, die mit Klappen zur Revision des Motors versehen ist. Die Spannweite des Flugzeuges beträgt 15 m, die Länge 8 m, die Größe der Tragflächen 32 qm.

Folgerungen aus den letzten Überlandflügen mit besonderer Berücksichtigung des Deutschen Rundfluges.

Von Paul Béjeuhr, Göttingen. (Schluß.)

III. Organisation.

Bei den nächsten Flügen! So häufig findet man jetzt die Ansicht vertreten, daß die Flüge in keiner Weise der Flugtechnik nützten und daß es daher das beste wäre, sie nicht weiter fortzusetzen. Das dürfte in dieser Allgemeinheit doch wohl keineswegs zutreffen; im Gegenteil halte ich diese großen Flüge für das einzige Mittel, die Industrie zu fördern — natürlich vorausgesetzt, daß die Ausschreibung jeweilig so geändert wird, daß wirklich entwickelnde Aufgaben zu lösen sind. Bei den bisherigen Flügen wurden eigentlich mehr die Flieger als die Maschinen einer Prüfung unterzogen; ich sollte aber doch meinen, daß wir schon so weit sind, die Maschinen von den Menschen zu trennen. Das Fliegen kann und darf nicht nur von besonders befähigten Menschen zu betreiben sein, sondern man muß das Durchschnittsmaß anlegen können und daher ist es an der Zeit, den Maschinen Aufgaben zu stellen, damit wir sehen, wo wir mit Verbesserungen beginnen können. Von diesem technisch einzig richtigen Standpunkt aus versagte die Ausschreibung des deutschen Rundfluges in vielen Punkten, denn sie ließ jeden Materialwechsel ohne Einschränkung zu; auch der Sachsenflug hatte ähnliche Bestimmungen; nur der Oberrheinflug verlangte vom Sieger, daß er dasselbe Flugzeug und denselben Motor durchs Ziel brächte. Und auf dieser Basis muß weiter gebaut werden! — Wir sind eben in der Flugtechnik sehr viel schlechter daran, als in jeder anderen Transporttechnik, weil wir das Erstrebte nur am gleichen Typ schrittweise vervollkommen können; die Zuverlässigkeitsmaschine muß eben vom ersten Entwicklungsstadium an ein Zuverlässigkeitsflugzeug sein; die Erfahrungen der Rennmaschinen nützen hierfür gar nichts, alle Einzelheiten des Flugzeugs lassen sich bei der Tourenmaschine viel besser erproben, als bei den schwachen Fahrzeugen mit überstarken Motoren; es ist auch garnicht einzusehen, warum die etwas schwereren Zuverlässigkeitsmaschinen nicht ebenfalls durch Fortentwicklung die hohen Geschwindigkeiten in der Luft erreichen sollen, die sich als so zweckmäßig herausgestellt haben, jedoch müssen die hierzu nötigen Erfahrungen eben an der Tourenmaschine gesammelt werden; nur für sie trifft das über den Motor Gelernte zu, das Fahrgestell muß sich stets bei ihr entwickeln und auch die Steuerung und Gleichgewichtserhaltung kann sich nur schrittweise am gleichen Flugzeug vervollkommen. Darum müssen die nächsten Ausschreibungen noch mehr als bisher die Verbesserung der Verkehrsmaschine im Auge behalten; jeden Apparat- und Motorwechsel sofort mit Auscheiden quittieren und event. auch im nächsten Jahr schon unterscheiden zwischen Reparaturen, die mit Bordmitteln vom Flieger ausgeführt sind und solchen, die durch Monteure mit Hilfe der Ersatzteile des Begleitautos vollbracht werden. Je mehr wir uns durch diese Bestimmungen der erstrebten Tourenmaschine nähern, desto mehr wird auch der Einfluß der konkurrierenden Firma und des Fliegers zugunsten der Maschine ausgeschaltet; die kleine Firma, die sich noch keinen großen Begleit- und Nachschubmechanismus für die von ihr in den Kampf geschickte Maschine leisten kann, wird durch derartige Bestimmungen nicht so sehr von der reichen Firma übervorteilt, wie dies bisher namentlich in Frankreich der Fall war, auch die große Firma darf ja nichts anderes an der Maschine verbessern als die kleine, die vielen Begleitmannschaften nützen daher auch nichts, und immer mehr erreichen wir das Tourenfahren der Automobile.

Wenigstens ein paar Worte möchte ich dem Vergleich der deutschen Flugleitung und der ausländischen widmen, der (wie ich gleich vorausschicken möchte) sehr zugunsten der deutschen Leitung ausfällt. Wenn auch die umfangreichen Vorarbeiten für Orientierungsmerkmale, wie wir gesehen haben, fast nutzlos waren und für die nächsten Jahre in Fortfall kommen werden (übrigens wurde beim Europäischen Rundflug ähnlich vorgegangen, indem an der englischen Küste auf einer Wiese ein 200 m langer ge-

mauerter weißer Pfeil die Richtung nach Dover angeben sollte), so haben wir doch auf den anderen Gebieten wertvolle Erfahrungen gesammelt. Erstlich ist der Wetterdienst, wie er sich bei den Flügen herausgebildet hat, ganz vorzüglich gelungen und hat sich auch bei den Fliegern, die sonst solchen theoretischen Dingen etwas lau gegenüberstehen, schnell eingeführt. Am Startort flossen stets die zur Aufstellung einer Wetterkarte nötigen Telegramme zusammen, während andererseits Aufstiege von Pilotballonen über die Richtung und Geschwindigkeit des Windes in der Nähe des Ortes Aufschluß gaben; besonders organisiert war der Gewitterdienst, der den Weg einer herannahenden Gewitterböe mit ziemlicher Genauigkeit vorher bestimmen ließ. Bei einem derartigen Wetterdienst wären Zustände wie beim europäischen Rundflug in Calais einfach unmöglich, wo die Leitung wegen der ungünstigen Witterungsnachrichten auf der Strecke sich nicht gescheut hat, diese Wetterberichte den Fliegern einfach vorzuenthalten und dadurch eine Katastrophe mutwillig herbeiführte. Auch der Ärzte- und Sanitätsdienst war (wenn auch vielleicht zu weit gehend) doch hervorragend organisiert; denn nicht nur begleiteten einzelne Ärzte in Autos die Flieger und sorgten auf den Flugplätzen für einen geregelten Wachdienst, sondern über die ganze Strecke waren die Mannschaften der Sanitätskolonnen verteilt, um so stets Hilfe leisten zu können. In ähnlicher Weise wurde ein Streckendienst organisiert, der das Vorbeifliegen der einzelnen Nummern genau aufschrieb, so daß mit geringer Mühe ein Verfliegen oder eine Notlandung festzustellen war. Daß alle diese Einrichtungen durch einen besonderen Telephondienst unterstützt wurden, bedarf weiter keiner Erwähnung.

Die Flug- und Landungsplätze waren teilweise recht schlecht, was wohl sehr dazu beigetragen hat, daß verhältnismäßig wenig an Schaulflügen geboten wurde. Man muß eben von Anfang an unterscheiden zwischen einem Landungsplatz, den der Flieger in direkter Linie wieder verläßt, und einen Flugplatz, auf dem er besondere Evolutionen mit seinem Apparat zeigen soll. Für den ersten Zweck reicht ein verhältnismäßig kleiner, auch schmaler Platz schon aus, wenn er nur einen hinreichenden Auslauf ermöglicht und auch zum Abflug Platz bietet; hier kommen also auch Rennbahnen, kleine Exerzierplätze usw. in Betracht. Will eine Stadt aber Schaulflüge sehen, so muß sie auch für einen hinreichenden Flugplatz mit den nötigen Abmessungen sorgen, die ein Ausfliegen der Kurven gestatten, ohne daß der Flieger über den Zuschauern oder über Gehölsen und Parkanlagen kreisen muß; das ist für kommende Veranstaltungen von vornherein zu beachten.

Wenn nun auch im Vorigen festgestellt werden mußte, daß die bisherigen Flüge wesentlich mehr eine Prüfung der Flieger und ihrer Nerven darstellten als eine Erprobung der Maschinen, so dürfen wir doch andererseits nicht vergessen, daß sie eine große Befruchtung unserer einheimischen Industrie nach sich ziehen werden — und das war doch schließlich ihr Zweck! — Erstlich mal sind der Industrie durch die Preise recht erhebliche Beträge zugeflossen und dann ist die Kauflust weiter Kreise geweckt worden, was wiederum der Industrie zugute kommt. Man liest so häufig von den Riesensummen, die von den Firmen aufgewendet werden müssen für einen solchen Flug und die in gar keinem Verhältnis zu den Preisen stehen, die sie nachher erhalten. Ich möchte eigentlich wissen, wie solche Ansicht begründet werden soll. Man braucht nur die Beträge zusammenzuzählen, die bei unseren letzten drei Flügen den siegenden Firmen zugeflossen sind, einschließlich der örtlichen Preise und man wird sofort finden, daß selbst der größte Begleitapparat während des Fluges auch nicht im entferntesten diese Summen verschlingen kann. Während des Fluges! Wenn natürlich alles gerechnet wird, was die Firma zuerst an Ausgaben für Vorversuche hatte, ehe ihr Flugzeug konkurrenzfähig war, so kann sich das Bild wesentlich ändern, aber das ist eine falsche Rechnung. Dieses Lehrgeld (wenn ich es einmal so nennen darf) kann natürlich nicht bei ein paar Wettbewerben herauskommen.

Aber auch dem Ausland gegenüber stehen wir mit unseren Leistungen gut da: sehen wir einmal von den bedauerlichen Unglücksfällen am ersten Tage des Europäischen Rundfluges ab, und betrachten wir nur die Leistungen desselben, so brauchte Beaumont für den Flug vier Motoren, Garros mußte

einen ganz neuen Apparat in Dienst stellen und Védérines konnte nur durch vier Morane-Eindecker, die er nacheinander benutzte, sich auf fünf Etappen als Erster platzieren; daß es mit den übrigen Apparaten nicht besser aussah, als mit den Siegern, bedarf wohl keiner Erwähnung. Es bleiben also nur als Vorrang der Franzosen die größeren Etappen und vor allen Dingen der wirklich hervorragend gelungene Kanalfly mit 11 bzw. 9 Apparaten dicht aufeinanderfolgend, das ist eine Leistung, die nicht genug gewürdigt werden kann. Aber auch das bringen schon heute unsere Flieger fertig, wenn es nur verlangt wird, nur müssen wir stets mehr Rücksicht auf schlechte Wetterlagen nehmen.

Jedenfalls — und das möchte ich nochmals betonen —, ist durch die großen Flüge die Flugtechnik in ein neues Stadium getreten: man kann mit der Zurücklegung größerer Strecken (auch militärischerseits) rechnen und man hat ferner gesehen, daß das Fliegen schon heute mit geeigneten Maschinen an vielen Tagen im Jahr möglich und ohne große Gefahr auszuführen ist, so daß neben den Berufsfliegern auch die Amateurlieger bald in die Erscheinung treten dürften. Hierfür durch passende Ausschreibungen die rechten Flugzeuge zu züchten, ist Sache der nächsten Organisationen.

Ein neuer Schuppen für Flugmaschinen.

Von Genieoffizier Fontana-Rava in Rom.

Die bisher gebräuchlichen Schuppen zur Unterkunft von Flugmaschinen haben alle den Übelstand, daß infolge der verschiedenen äußeren Form der Flugmaschinen viel überdeckter Raum nutzlos verloren geht und daß eine praktische Anordnung der Reparaturwerkstatt und eine schnelle Verbindung zwischen dieser und dem Maschinenstand nicht möglich ist.

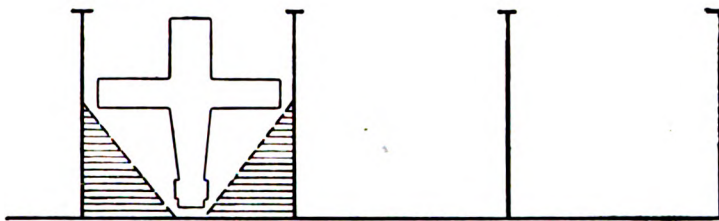


Fig. 1.

Die vorliegende Schuppenform vermeidet nun diese genannten Nachteile dadurch, daß der Halle eine polygonale Form an Stelle einer rechteckigen gegeben wird, wobei die toten Ecken vermieden werden. In der Mitte des Gesamttraumes wird ferner die Reparaturwerkstatt an-

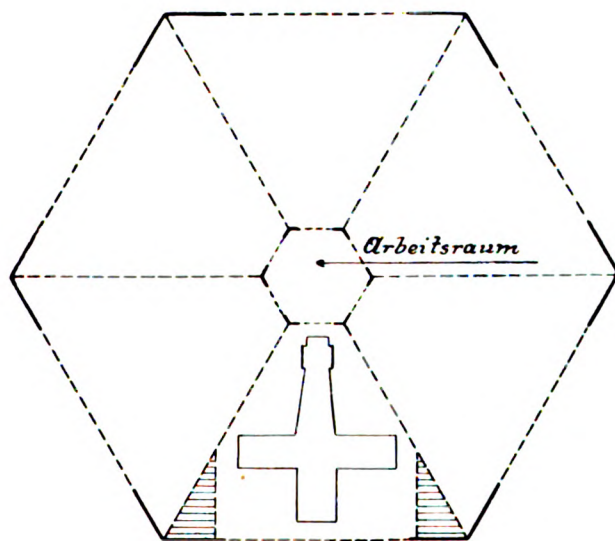


Fig. 2.

geordnet und hierdurch eine unmittelbare Verbindung mit den Standorten der einzelnen Flugmaschinen hergestellt. Ein ähnlicher Flugzeugschuppen (Fig. 2 ohne Arbeitsraum) wird von der Ballonhallen-Baugesellschaft (Arthur Müller) Charlottenburg nach System Gramatzky gebaut (Redaktion).

Die beigefügten Zeichnungen stellen dar:

Fig. 1: eine rechteckige Halle für kleinere Flugzeuge nach der alten Anordnung, wobei ein Flugapparat neben dem anderen steht.

Fig. 2: eine polygonale Halle für sechs Apparate

Fig. 3: eine polygonale Halle nach dem neuen Typ für 4 große oder 8 kleine Apparate.

Die schraffierten Stellen zeigen die verlorenen Räume an, die, wie man sieht, bei der alten Anordnung recht bedeutend sind, während solche toten Räume bei der neuen Anordnung nach Fig. 3 nicht vorhanden sind.

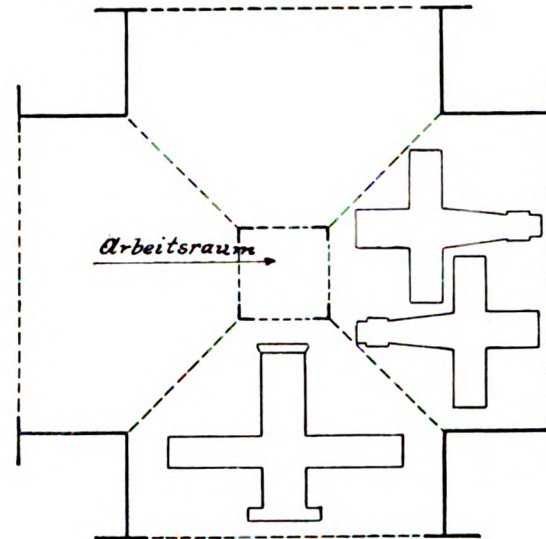


Fig. 3.

Zum Verschluß der Halle dienen Schiebetore, die in geschickter Weise so gestellt sind, daß sie beim Öffnen die ganze Schuppenseite freigeben und sich gegenseitig nicht behindern, so daß gegebenenfalls auch alle Seiten des Schuppens gleichzeitig geöffnet sein können. Die Abbildung Fig. 4 nach Photographie zeigt eine solche ausgeführte Halle bei Udine, die sich im Betrieb ausgezeichnet bewährte; mehrere ähnliche sind zurzeit im Bau.



Fig. 4.

Das Gewicht der Halle, die aus leichter Eisenkonstruktion mit Wellblechwänden und Pappeindeckung hergestellt wird, ist sehr niedrig, so daß die Baukosten gering ausfallen. Durch große Fenster in den Wänden und Oberlichte in der Laterne über dem Arbeitsraum ist eine vorzügliche Tagesbeleuchtung der Halle erreicht.

Militär-Flugschau.

Deutschland.

In den letzten Wochen gelangten mehrere neue Flugzeuge zur Ablieferung an die Heeresverwaltung, in allen Fällen wurden sie durch Zivil- oder Militärpiloten auf dem Luftwege zum Flugfeld Döberitz übergeführt.

Am 4. VIII. brachte Kapitän Engelhard den ersten für die deutsche Armee bestellten Wright-Zweidecker mit 50 PS-N.A.G.-Motor nach Döberitz.

Am 23. VIII. lieferte Vollmöller den 6. Etrich-Rumpler-Eindecker in Döberitz ab.

Am 31. VIII. und 1. IX. wurde je ein Albatrosdoppeldecker durch Oberleutnant Mackenthun bzw. den Flieger Rupp dorthin gesteuert.

An den diesjährigen Kaisermanövern in Mecklenburg nahmen im ganzen 8 Flugzeuge teil, 4 Etrich-Rumpler-Eindecker und 4 Albatros-Zweidecker, und zwar die Zweidecker bei der Nordpartei (rot), die Eindecker bei der Südpartei (blau). Als Flugzeugführer bei der blauen Partei waren die Leutnants Carganico, Engver, Braun und Barends, bei der roten Partei Oberleutnant Mackenthun und die Leutnants v. Thüna, Förster und Canter tätig, außerdem war jedem Flugzeug ein im Beobachten besonders geübter Offizier zugeteilt.

Auch bei der Marine wird jetzt die Einführung des Flugwesens energisch betrieben.

Nachdem bereits seit einigen Wochen Marineingenieur Loew zur Kaiserlichen Werft in Danzig kommandiert ist, um sich der Konstruktion eines für Marinezwecke geeigneten Flugzeugs zu widmen, ist zu gleichem Zweck nun auch Kapitänleutnant Max Hering zur Dienstleistung bei der Danziger Werft kommandiert.

Eine Reihe deutscher Marineoffiziere hat inzwischen die Pilotenprüfung abgelegt.

England.

Mr. Mortimer Singer stellte bekanntlich dem engl. Aero-klub 20 000 M. zur Verfügung, die in halber Höhe den Offizieren der engl. Armee und Marine zugeteilt werden sollten, die bis zum 31. III. 1912 die längste Überlandflugstrecke mit einem Fahrgast zurückgelegt haben werden.

Bisher haben sich als Anwärter klassifiziert:

Von der Marine: Leutnant Gerrard durch einen Überlandflug von 4:13:0, durch den er gleichzeitig einen neuen englischen Überlandflugrekord aufstellte.

Von der Armee: Leutnant Cammel.

Die Heeresverwaltung plant den Ankauf von mehreren Bréguet-Zweideckern, sowie Deperdussin- und Nieuport-Eindeckern.

Der Blériot-Eindecker des Siegers im englischen Rundflug (Beaumont) wurde vom Kriegsministerium für M. 25 000 angekauft.

Nach erstaunlich kurzer Lehrzeit hat der Brigadegeneral Henderson, der Generalstabschef von General French in Brooklands, das Pilotendiplom erworben. Die englische Armee verfügt jetzt bereit über 40 im Fliegen ausgebildete Offiziere.

Rußland.

Die Heeresverwaltung hat den Ankauf von 12 Flugzeugen in Deutschland, Frankreich und England beschlossen.

Bis Ende des Jahres dürfte sich die Armee im Besitz von 60 Flugzeugen befinden.

Im Rayon von Kraßnoje-Selo, Pulkowo und Zarskoje-Selo beteiligten sich am 12. und 13. VIII. zum erstenmal Flugzeuge bei den Truppenmanövern der Petersburger Garnison. In ganzem wirkten 9 Flugzeuge mit (1 Teller, 1 Bristol, 2 Blériot-Eindecker, 6 H-Farman-, 1 M-Farman-, 1 Bristol- und 1 Albatros-Zweidecker).

Neuerdings ist eine besondere Militärpilotenprüfung eingeführt, deren Bestehen zur Führung des Titels „Militärpilot“ berechtigt, sie verlangt je einen Flug auf einem Ein- und Zweidecker; der erstere muß mindestens 1¼ Stunde, der letztere 2 Stunden dauern. Die zurückzulegende Mindestentfernung beträgt 100 Werst. Ferner ist ein Höhenflug, sowie ein Flug bei einem Winde von 7 Sekundenmetern vorgeschrieben. Die taktischen Fähigkeiten werden durch schwierige Beobachtungsaufgaben besonders geprüft und gewertet.

Am 1. X. 1911 sollen die auf Grund eines Preisausschreibens und der neueren Abnahmebestimmungen zum Ankauf angemeldeten Militärflugzeuge probiert werden.

Als Preise stehen im ganzen 20 000 Rubel zur Verfügung, die als 1. und 2. Preis zur Verteilung gelangen sollen.

Am 28. VIII. verunglückte Leutnant Solotuchin in Gatschina mit einem Blériot-Eindecker tödlich. In ihm verliert die russische Armee bereits ihren 4. Militärpiloten (8. X. 1910 Kapitän Maziewitsch, am 2. V. 1911 Kapitän Matyjewitsch und Marineleutnant Matyjewitsch).

Italien.

Das Kriegsministerium hat 12 Eindecker in Auftrag gegeben.

Die schon früher als anderswo beginnenden Herbstmanöver in Norditalien brachten eine umfangreiche Verwendung der Flugzeuge, im ganzen traten 15 Apparate (7 Blériot, 4 Nieuport, 4 Farman) in Tätigkeit.

Österreich.

Die Abneigung der militärischen Kreise gegen die Luftschiffe zugunsten der Flugzeuge geht daraus hervor, daß die Heeresverwaltung sich gegen den Ankauf des Stagl-Mannsb Barth-Lenkballons ausgesprochen und dieses damit begründet hat, daß die bisherigen Versuche mit Luftschiffen ergeben haben, daß bei militärischer Verwendung die Flugzeuge weit größere Erfolge mit weit geringeren Mitteln erreichen.

Als Auszeichnung für besonders tüchtige Militärfieger wurde als offizieller Titel die Bezeichnung „Feldpilot“ eingeführt.

Zum K. u. K. Feldpilot wurden bereits folgende Offiziere ernannt: Rittmeister v. Umlauff, sowie die Oberleutnants v. Blaschke, Miller und Stohanzl. Die Bedingungen für Erwerb dieses Titels verlangen als Mindestleistung einen Tagesflug über 100 km Entfernung in 500 m Höhe bei einer Windgeschwindigkeit von 8 sek/m.

Bei der Kavallerie-Aufklärungsübung in Südungarn fanden versuchsweise zum ersten Male Flugzeuge als Aufklärungsmittel Verwendung.

Die Flugzeuggruppe der Nordpartei leitete Rittmeister v. Petroczy, ihr waren Rittmeister v. Umlauff, Oberleutnant Miller und Oberleutnant v. Blaschke als Flugzeugführer mit insgesamt 6 Etrichs-Eindeckern zugeteilt.

Der Flugzeugpark dieser Partei befand sich in Kaposvar.

Bei der Südpartei waren 3 österreichische Zivilpiloten, Economeo (Etrichs), Flesch (Etrichs) und Warchalowski (Autobiplan) tätig; Führer dieser Gruppe war Rittmeister Schmiedel.

Während die Flugzeuge der Nordpartei zur Mitnahme eines besonderen Beobachters eingerichtet waren, konnte bei der Südpartei nur Warchalowski auf seinem Zweidecker einen besonderen Beobachter mitführen.

Der Flugzeugpark der Südpartei war in Virovitica eingerichtet.

In der Zeit vom 17. bis 20. VIII. fanden von den genannten Plätzen aus nur Versuchsflüge statt.

Am 21. VIII. setzte die Kriegslage ein, sie gab den Flugzeugführern ein weiteres Feld der Tätigkeit, da die Parteien noch über 150 km voneinander entfernt waren.

Bei den Erkundungsaufgaben kam es für die Nordpartei darauf an, festzustellen, auf welche Entfernung, in welcher Stärke und Breite der Gegner sich dem Stromlauf der Drau genähert habe, um hiernach die Wahl einer für den Übergang geeigneten Stelle zu treffen.

Die Südpartei mußte mit allen Mitteln zu erfahren suchen, an welcher Stelle der Gegner den Flußübergang beabsichtigte.

Am 21. VIII. herrschte ein so starker Wind, daß nur in aller Frühe Oberleutnant v. Blaschke einen Erkundungsflug ausführen konnte. Er legte über 160 km zurück, stellte genau fest, wie weit und wo sich der Gegner der Drau genähert hatte und landete dann an der vorher befohlenen Landungsstelle bei Hornog-Szent-György.

Aus 1000 m Höhe konnte v. Blaschke in einer ihm ganz unbekannten Gegend das weiße Signal erkennen, das ihm seine Landungsstelle anzeigte.

Am 22. VIII. entfalteten die Flieger beider Parteien eine rege Tätigkeit.

Leider wurden Oberleutnant Miller und Rittmeister v. Umlauff zu harten Landungen genötigt und hierdurch außer Tätigkeit gesetzt. Trotzdem konnten beide ihren Erkundungsauftrag erledigen und das Ergebnis melden.

Bei der Südpartei führten alle 3 Piloten am Vor- und Nachmittag je einen Flug aus.

Bemerkenswert erscheint es, daß sowohl Economeo wie auch Flesch, die keinen besonderen Beobachter mitführen konnten, ihre Beobachtungen in die Karte einzeichnen und eine vollkommen abgeschlossene Meldung erstatten konnten.

Am 23. VIII. herrschte ein ziemlich starker Wind, so daß die Piloten, die in der Frühe bei Windstille abgeflogen, zu Notlandungen gezwungen waren; in allen Fällen wurden die Erkundungsaufgaben gelöst; Automobile sorgten dafür, daß die Meldungen ihr Ziel erreichten.

Überhaupt hat die dauernde Verbindung zwischen Flugzeugen und Automobilen, wie sie bei diesem österreichisch-ungarischen Manöver durchgeführt wurde, die Nachteile mancher Pannen- und Notlandungen wieder ausgeglichen.

Interessant ist bei den Manövern auch die Tatsache, daß auf der einen Partei nur Militärpiloten und auf der anderen nur bisher im Beobachten völlig ungeübte Zivilpiloten tätig waren und trotzdem alle Aufgaben einwandfrei gelöst wurden. Hierdurch werden der Heranziehung von Zivilfliegern im Mobilmachungsfalle die weitesten Perspektiven eröffnet.

Die Verwendung der Flugzeuge erfolgte streng feldmäßig, sie wurden an Ort und Stelle in ganz kurzer Zeit montiert und ebenso schnell zum Transport nach dem Schauplatz der Schlußmanöver bei Komora demontiert. So haben nur 4 Mann den Autobiplan Warchalowskis nach dem Bahntransport in 3 1/2 Stunden flugbereit hergerichtet und in 2 1/2 Stunden zum Verladen zerlegt.

Die Unterbringung der Flugzeuge erfolgte in rein feldmäßig aufgebauten Zelten, und Oberleutnant v. Blaschke hat gezeigt, wie man sich im Notfalle auch ohne ein Zelt behelfen kann, indem er, zu einer Notlandung gezwungen, seinen Eindecker zwischen zwei Strohhaufen stellte und mit einem Zeltplan überdachte. Sind schon die Leistungen der österreichischen Piloten anerkannt, so muß man eine gleiche Anerkennung auch den von ihnen benutzten Flugzeugen zollen; Flugzeuge und Motoren verkörperten nur österreichisches Material. Um so höher steht auch die militärische Bedeutung der gebotenen Leistungen.

Pl.

Flugschau.

Höhenweltrekord. Am 3. September stellte der Flieger Garros in Saint Malo auf einem Blériot-Eindecker mit 50 PS-Gnomemotor einen neuen Höhenweltrekord auf, indem er die Höhe von 4250 m erreichte.

Der Nieuportflieger Helen, der schon am 26. August als Bewerber um den Michelin-Preis in 13 Std. 49 Min. 1126 km zurückgelegt hat, flog am 8. September mit 3 Zwischenlandungen 1252,8 km in einer reinen Flugzeit von 13 Std. 17 Min.

Der Schwabenflug, der vom Verein Deutscher Flugtechniker gemeinsam mit mehreren Flug-

sport- und Luftschiffvereinen unter dem Protektorat des Königs von Württemberg ausgeschrieben wurde, begann am 10. September mit Schauflügen auf dem Rennplatz Weil bei Stuttgart. Am 11. September fand der Überlandflug Eßlingen (Weil) Wasen—Plochingen—Reutlingen—Ulm über die Strecke von 120 km statt, dessen Ergebnisse in der untenstehenden Tabelle zusammengestellt sind.

Am 12. September fanden in Ulm Schauflüge statt.

Als Preise für die Gesamtstrecke stehen M. 37 000, für die Teilstrecken M. 16 000 und für die Schauflüge M. 6000 zur Verfügung. Der eigentliche Flug ist ein reiner Schnelligkeitswettbewerb, da für die Verteilung der Preise die Zeit maßgebend ist, die zwischen Start und Landung liegt.

Eine nationale Flugwoche findet vom 24. September bis zum 1. Oktober in Johannisthal statt, bei der M. 38 500 an Preisen und eine Plakette des Kaiserlichen Aero-Klubs zur Verteilung kommen. Die Wettbewerbe bestehen aus einem Flugzeugwettbewerb, für den M. 10 000 im Verhältnis zur geflogenen Zeit als Preise ausstehen. Das Flugzeug darf nicht gewechselt werden; es werden nur Passagierflüge berechnet; während die Führer ablösen dürfen und einmal eine Höhe von mindestens 500 m erreichen müssen. Zweitens einem Fliegerwettbewerb, bei dem M. 30 000 unter die beteiligten Flieger im Verhältnis der Dauer der Flüge verteilt werden, jedoch müssen an einem Tage mindestens 100 m Höhe erreicht werden. Die Plakette des Kaiserlichen Aero-Klubs fällt demjenigen Flieger zu, der während der Flugwoche die größte Höhe erreicht hat.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. W. 33 109. Fahrgestell für Flugmaschinen. Julius Wende, Holzwinden. A. 11. 10. 09. E. 31. 10. 11.
77 h. H. 45 670. Tragfläche für Flugzeuge. Dr. Fritz Huth, Rixdorf, Böhmische Str. 46. A. 5. 1. 09. E. 11. 11. 11.
77 h. K. 42 368. Schraubenantrieb für Flugmaschinen. Rud. Dreyer, Berlin, Birkenstr. 29. A. 7. 10. 09. E. 11. 11. 11.

Patenterteilungen.

46b. 238 122. Vorrichtung zum Bremsen von Verbrennungskraftmaschinen durch Verdichtung von Luft im Arbeitszylinder. Oskar Poebing, München, Maria-Theresiastr. 32. 9. 7. 08. P. 22 906.

Flieger und Passagier	Apparat und Motor	Startzeit	Zwischenlandung und Ursache	Ankunft	Flugzeit	Bemerkungen
Hirth	Rumpler 120 PS österreich.	morgens 5 ⁵¹	5 km vor Ulm. Motordefekt.	6 abends		3. Preis.
Jeannin Lt. Reup Hoffmann Oberlt. Albrecht	Aviatik-Eindecker 100 PS Argus Harlan, 100 PS Argus	5 ⁵⁶ 5 ⁵⁸	1. Schwabenalb bei Reutlingen, Motor läßt nach. 2. Wipplingen bei Ulm.	7 ⁴⁷ morgens	1 St. 51 Min.	teilt mit Vollmöller den 1. und 2. Preis.
Noelle Vollmöller Oberlt. Bertram Schall	Grade Rumpler 100 PS Argus Grade	6 ¹⁵ 6 ²⁸ 6 ⁵⁸	Cannstädter Wasen Cannstädter Wasen gelandet, dann verflogen und im Gebirge gelandet.	7 ⁵⁰	1 St. 23 Min.	teilt mit Jeannin 1. und 2. Preis.
Büchner Lindpaintner	Aviatik-Eindecker 100 PS Argus Deutscher Renn-Farman 50 PS Gnome	5 ¹⁵	Reutlingen. Apparat beim Landen leicht beschädigt.			beim Start Apparat schwer beschädigt, aufgegeben.
Roever	Grade	7 ²¹	Reutlingen.			

II. Etappe am 13. September: Ulm—Biberach—Ravensburg—Friedrichshafen (94 km).

Hirth	7 ³⁵	8 ²⁹	1 St. 4 Min.
Vollmöller	7 ²⁷	8 ⁴⁰	1 St. 26 Min.
Hoffmann	7 ³⁹	9 ⁰⁰	1 St. 40 Min.
Lindpaintner	7 ³¹	9 ⁰⁶	1 St. 35 Min.
	5 ⁰⁴	6 ²⁰	58 Min.
Jeannin	nachm. 5 ⁰⁸	6 ³⁶	1 St. 28 Min.
Roever			

238 186. Steuerung für Explosionskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern. Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Frankenallee 89. 27. 8. 10. K. 45 517.

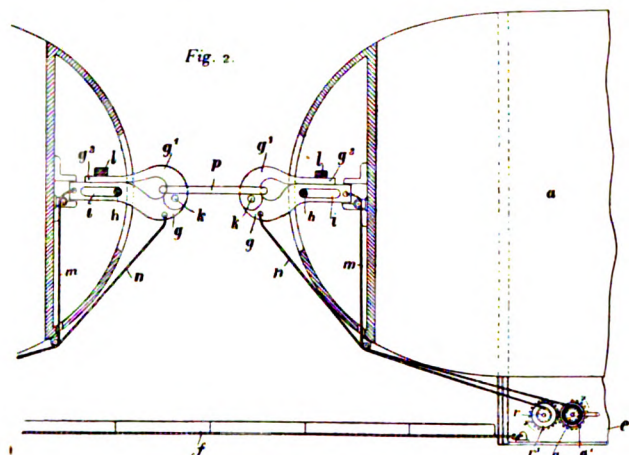
46c. 238 123. Von der Welle des magnet-elektrischen Zündapparates gesteuerte Unterbrechereinrichtung für gemischte Zündung. Ruthardt & Co, Stuttgart. 7. 5. 10. R. 30 762.

238 187. Ventilhaube für Verbrennungskraftmaschinen. Otto Wimmer, Sulzbach a. Inn. 17. 6. 10. W. 35 124.

238 300. Doppelzündkerze für Explosionskraftmaschinen. Leo Graf, Berlin, Auguststr. 87. 8. 12. 10. G. 33 049.

Auszüge aus den Patentschriften.

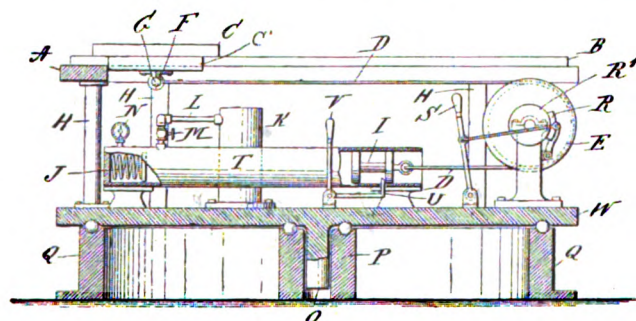
237 480. Schnell lösbare Kupplung für Luftschiffe. Theodor Zorn in Krefeld. — Die schnell lösbare Kupplung hat den Zweck, mehrere zusammengekuppelte Luftschiffe, von denen jedes eigene Lenkung und Antriebsvorrichtung besitzt,



Zu Nr. 237 480.

im Augenblick der Gefahr während der Fahrt voneinander zu lösen. Zu diesem Zwecke ist am Ende eines jeden Luftschiffes ein Haken *g* auf einem festen Zapfen *h* verschiebbar und drehbar angeordnet, welcher Haken von der Gondel aus durch Zugseile *n* gelöst werden können.

237 479. Vorrichtung zur Einleitung des Abflugs von Flugmaschinen. James Means in Boston, V. St. A. — Diese Abflugvorrichtung ist ähnlich konstruiert, nur wird der



Zu Nr. 237 479.

Wagen *C* für das Flugzeug, resp. das denselben bewegende Seil *D* durch einen Kolben *J* bewegt. Durch ein Ventil *M* steht der Zylinder *T* für den Kolben mit einem Behälter *K* in Verbindung, in welchem Behälter durch eine Pumpe ein Unterdruck erzeugt wird.

Ausstellungen.

Die Deutsche Flug-Ausstellung Berlin 1911 wird vom 19. Dezember d. Js. bis zum 1. Januar n. Js. in den Ausstellungshallen am Zoologischen Garten stattfinden. Sie wird veranstaltet vom Verein deutscher Flugtechniker

zusammen mit der Flugplatz Berlin-Johannisthal G. m. b. H. An ihrer Spitze stehen als Präsidenten:

Seine Exzellenz Generalleutnant z. D. von Nieber.
Kaiserlicher Gouverneur a. D. von Bennigsen.

Der Arbeitsausschuß besteht aus den Herren:

Rudolf Freiherr von Brandenstein,
Rechtsanwalt Cohnitz,
Leutnant a. D. Dunker,
Dr. Huth,
Kapitänleutnant a. D. Kaiser,
Felix Kasinger,
Direktor Artur Müller,
Major a. D. von Tschudi als geschäftsführender Direktor.

Die Ausstellung erstreckt sich auf folgende Gebiete:

1. Flugzeuge, Kraftflugzeuge, Gleitflugzeuge, Drachenflugzeuge, Schraubenflugzeuge, Schwingenflugzeuge, Eindecker, Mehrdecker, Flugzeugteile und Modelle.
2. Motoren für Flugzeuge und Motorteile.
3. Materialien für Flugzeuge.
4. Flugzeugschuppen und -Zelte.
5. Flugplatzanlagen.
6. Äronautische Karten, Flugstraßenbezeichnung und Signaldienst.
7. Drahtlose Telegraphie.
8. Photographie und Photogrammetrie.
9. Hilfsinstrumente für die Luftfahrt.
10. Wetterdienst.
11. Brieftauben.
12. Ausrüstung für Luftfahrer.
13. Bekämpfung der Luftfahrzeuge.
14. Historische Abteilung und Literatur.
15. Ornithologische Abteilung.
16. Kunstgegenstände und Abzeichen.
17. Spielwaren mit Bezug auf Luftfahrt.

Ein Reinertrag der Ausstellung ist bestimmt, in voller Höhe als Preise für aviatische Veranstaltungen des nächsten Jahres Verwendung zu finden. Das Unternehmen verdient daher allseitige Förderung und wird hoffentlich dazu beitragen, den Vorsprung, den Frankreich noch auf dem Gebiete des Flugwesens besitzt, zu verringern.

Eine Ausstellung für Automobil-, Fahrrad- und Luftfahrzeug-Industrie findet in Brüssel vom 13. bis 20. Januar 1912 statt, deren Besichtigung von der ständigen Ausstellungskommission für die deutsche Industrie empfohlen wird.

Bücher-Besprechungen.

Der Luftflug. Geschichte und Recht, von Ferdinand Schröder, Landgerichtsdirektor.

Der Verfasser schreibt eingehend über Geschichte und Recht des Luftfluges und skizziert die Wege, die der Gesetzgeber zu gehen hat, um die Luftfahrzeuge als Verkehrsmittel einzuführen.

Abriß über die Luftschiffahrt und Flugtechnik, von Hermann Hoernes. A. Hartlebens Verlag in Wien und Leipzig.

Das kleine Werk bringt das Wesentlichste über die Luftschiffahrt und über die Flugtechnik in elementarer Weise geschildert. Die hauptsächlichsten Gesetze des Luftwiderstandes, was man unter einem lenkbaren Ballon, was unter einer Flugmaschine versteht, wie sich die bemerkenswertesten Typen voneinander unterscheiden, ist kurz an Hand von 72 Abbildungen beschrieben.

Der projektierte Flug des Luftschiffes »Suchard« über den Atlantischen Ozean, von der Transatlantischen Flugexpedition herausgegeben. R. Oldenbourg, Verlagsbuchhandlung, München und Berlin. M. 1.

Im ersten Teil wird die Frage besprochen, ob und welche Gebiete der Erde meteorologische Verhältnisse aufweisen, die einen großzügigen Luftverkehr ermöglichen. Namhafte Meteorologen werden zitiert, die sich günstig für die Luftfahrt aussprechen. Im Anhang bespricht W. Köppen, ein Fachmeteorologe, sich sehr günstig über die geplante Fahrt über den Ozean aus. Der zweite Teil enthält eine eingehende Beschreibung an Hand von Zeichnungen und Abbildungen über das Luftschiff »Suchard« und seine Spezialausrüstung.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN DR. S. FINSTERWALDER	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL DR. FRITZ HUTH E. JOSSE	DR. N. JOUKOWSKY R. KNOLLER DR.-ING. A. VON PARSEVAL	DR.-ING. H. REISSNER DR. C. RUNGE A. WAGENER
--	---	---	---

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

14. Oktober 1911.

Heft 19.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen. S. 241.
Luftschauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. S. 248.

Das Luftschiff der Siemens-Schuckertwerke und seine Halle. II. Teil. Von O. Krell. S. 250.
Flugschau. S. 251. — Patentschau. S. 251.
Bücher-Besprechungen. S. 252.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen.

I. Die Ermittlung der momentanen Eigengeschwindigkeiten von Luftfahrzeugen mit Hilfe der Pitotschen Röhre. — Die Bestimmung des Schiffswiderstandes durch den Fahrtversuch.

Von Dipl.-Ing. A. Frhr. v. Soden und Dipl.-Ing. Cl. Dornier.

1. Die Ermittlung der momentanen Eigengeschwindigkeit.

Die einfachste und meist gebräuchliche Methode zur Bestimmung der Eigengeschwindigkeit von Luftfahrzeugen besteht darin, daß eine womöglich genau in der Windrichtung gelegene Strecke von bekannter Länge einmal mit und einmal gegen den Wind durchfahren wird.

Bezeichnet man die Länge der durchfahrenen Strecke mit s , die zu bestimmende Eigengeschwindigkeit mit v , die Zeit bei der Fahrt mit dem Winde mit t_1 , die Zeit, welche bei der Fahrt gegen den Wind benötigt wurde, mit t_2 , so ist bekanntlich

$$v = \frac{s}{2} \cdot \frac{t_2 + t_1}{t_2 \cdot t_1}$$

Bildet die Eigenrichtung mit der Fahrtrichtung den Kreuzungswinkel β , so lautet die Beziehung

$$v = \frac{s}{2 \cos \beta} \cdot \frac{t_2 + t_1}{t_2 \cdot t_1}$$

immer vorausgesetzt, daß Windgeschwindigkeit und Richtung konstant sind. Man sieht hieraus, daß für kleine

Winkel β bis zu etwa 8° nennenswerte Fehler bei der Anwendung der ersten Formel nicht entstehen.

Das besprochene Verfahren erlaubt nur, einen Mittelwert der Geschwindigkeit über eine gewisse Strecke zu bestimmen. Zum tieferen Verständnis der an bewegten Luftfahrzeugen auftretenden Verhältnisse ist es jedoch oft erforderlich, die momentane Eigengeschwindigkeit bzw. die zeitliche Änderung der Geschwindigkeit zu kennen.

Es handelte sich also darum, ein Instrument zu finden, welches erlaubt, in jedem beliebigen Zeitpunkte die Eigengeschwindigkeit mit hinreichender Genauigkeit zu messen.

Zwei Wege können hier eingeschlagen werden: die anemometrische Messung und die manometrische Messung mit Hilfe der Stauscheibe oder der Pitotschen Röhre.

Der anemometrischen Messung haften folgende Nachteile an: Das Schalenkreuzanemometer zeigt, auch wenn die bewegten Massen gering sind, nicht genau die momentane Geschwindigkeit an, sondern es werden, wenigstens bei den üblichen Ausführungen, die Umdrehungen während einer gewissen Zeit gezählt. Es findet also eine Integration statt, d. h. es wird ein Durchschnittswert ermittelt. Soll das vermieden werden, so müßte das Anemometer mit einem Tachometer verbunden werden, wodurch aber infolge der Reibung die Empfindlichkeit des Instrumentes verringert würde. Auch die Ablesung des Tachometers, welches in nächster Nähe des Anemometers anzubringen wäre, würde Schwierigkeiten bereiten. Der Hauptgrund, warum von der Verwendung eines Schalenkreuzanemometers Abstand genommen wurde, liegt darin, daß dieses Instrument geeicht werden muß.

Den Mangel, einer Eichung zu bedürfen, teilt mit dem Anemometer die *Sersche* Stauscheibe. Bei der Stauscheibe wird der statische Druck dadurch ausgeschaltet, daß die an der Vorder- und Rückseite der Scheibe auftretenden

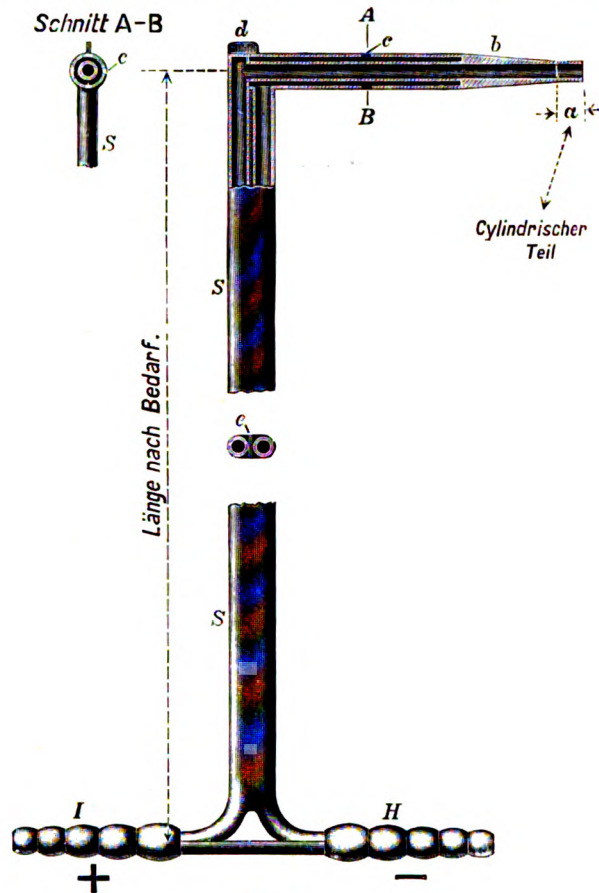


Fig. 1.

Drücke gegeneinander geschaltet werden. Es gilt dann die Beziehung:

$$h = \xi \cdot \frac{\gamma^2}{2g} \cdot \gamma.$$

Durch eingehende Versuche hat Professor *Rietschel* (Mitteilungen der Prüfungsanstalt für Heizungs- und Lüftungseinrichtungen, Heft 1, R. Oldenbourg, München und Berlin) nachgewiesen, daß zwar für die Vorderseite der Stauscheibe die Konstante $\xi = 1$ ist, daß aber für die Rückseite schwankende Werte zu verzeichnen sind, je nachdem die Stauscheibe in einem weiteren oder engeren Rohre oder in der freien Atmosphäre sich befindet. Aus diesem Grunde wurde auch von der Verwendung der *Serschen* Stauscheibe abgesehen.

In Heft 1 der Mitteilungen der Prüfungsanstalt für Heizungs- und Lüftungseinrichtungen ist über eingehende Versuche mit einem von *Dr. Brabbée* konstruierten, auf dem Prinzip der Pitotschen Röhre beruhenden Instrumente, berichtet. Das Instrument macht unter allen Anwendungsverhältnissen dieselben Angaben. Der Koeffizient ξ desselben

ist konstant und mit großer Annäherung gleich 1. Eine Eichung des Instrumentes ist demnach, gleichgültig in welchen Dimensionen dasselbe hergestellt ist, nicht nötig.

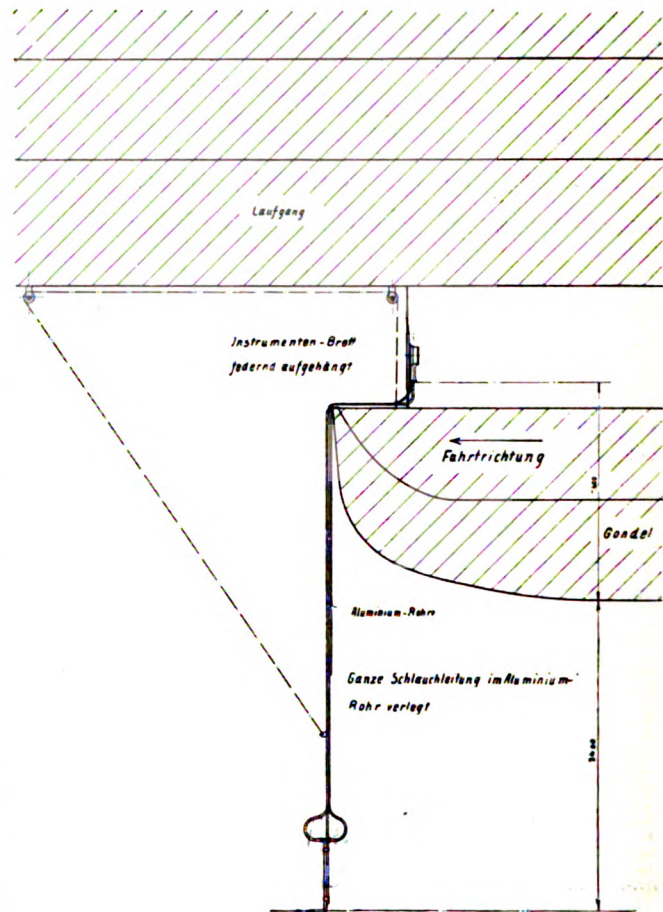


Fig. 2.

Nebstehend ist eine solche, von der Firma G. A. Schultze, Charlottenburg, hergestellte Stauröhre (Fig. 1) abgebildet. Für dieselbe gilt die Beziehung

$$v^2 = 2 \cdot \frac{g}{\gamma} \cdot h.$$

Um zu erkennen in welcher Entfernung von der Gondel die Stauröhre angebracht werden mußte, um aus dem Bereiche der mitwandernden oder in Wirbelung befindlichen Luft

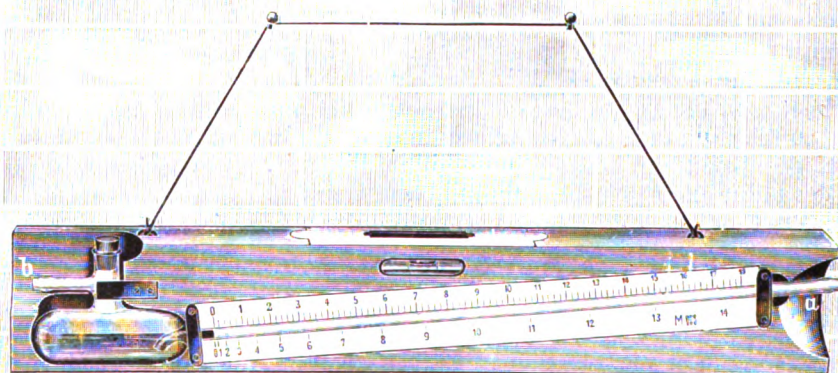


Fig. 3.

herauszukommen, waren an einem 5 m langen Aluminiumhalter, der zur Erzielung hinreichender Steifigkeit aus einem Bündel dünnwandiger Aluminiumrohre bestand, in Abständen von $1\frac{1}{2}$ m drei Pitotröhren angebracht. Die oberste Röhre war etwa 1 m vom unteren Gondelrande entfernt. Obwohl kein Unterschied beim Einschalten der verschiedenen Pitotröhren festgestellt werden konnte, wurde doch für die folgenden Versuche ein Abstand von 3,40 m von Gondelunterkante (Fig. 2) beibehalten.

Es galt nun ein geeignetes Manometer zu finden, um die in der Stau-röhre auftretenden Drücke womöglich auf $\frac{1}{10}$ mm Wassersäule genau anzuzeigen. Zuerst wurde hierzu ein *Krellscher* Zugmesser benutzt (s. Fig. 3). Die Versuche wurden im vergangenen Jahre zuerst am L. Z. 6 und dann am L. Z. 7 («Deutschland») begonnen. Es zeigte sich hierbei, daß dieses Instrument zum Ablesen der Drücke in der Gondel nicht geeignet ist. Das Ablesen gestaltete sich nämlich infolge der Schwankungen des Luftschiffes, auch wenn das Manometer quer zur Längsachse angebracht war, außerordentlich schwierig. Gelang es auch, eine Ablesung im Momente des Einspiels der Libelle zu erhalten,

7% Wärmehäute.

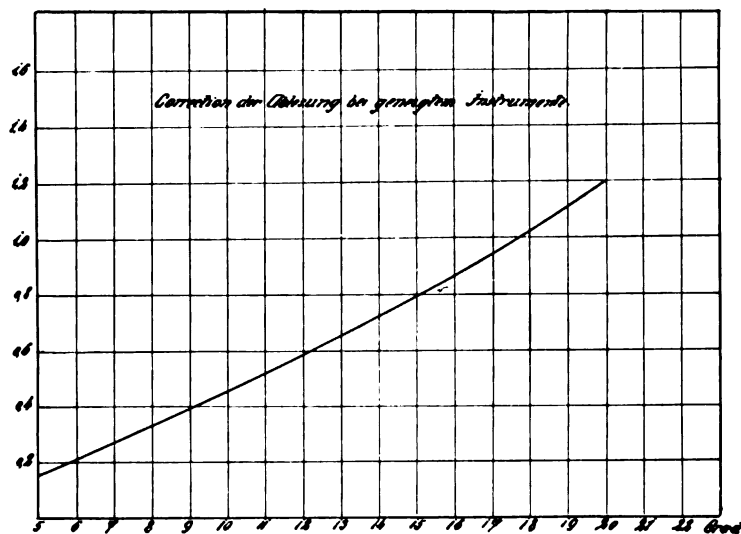


Fig. 5.

so war es wegen der Trägheit, mit der sich die Flüssigkeitssäule einstellte, nicht sicher, ob die gemessene Druckhöhe der Geschwindigkeit im Momente des Ablesens entsprach.

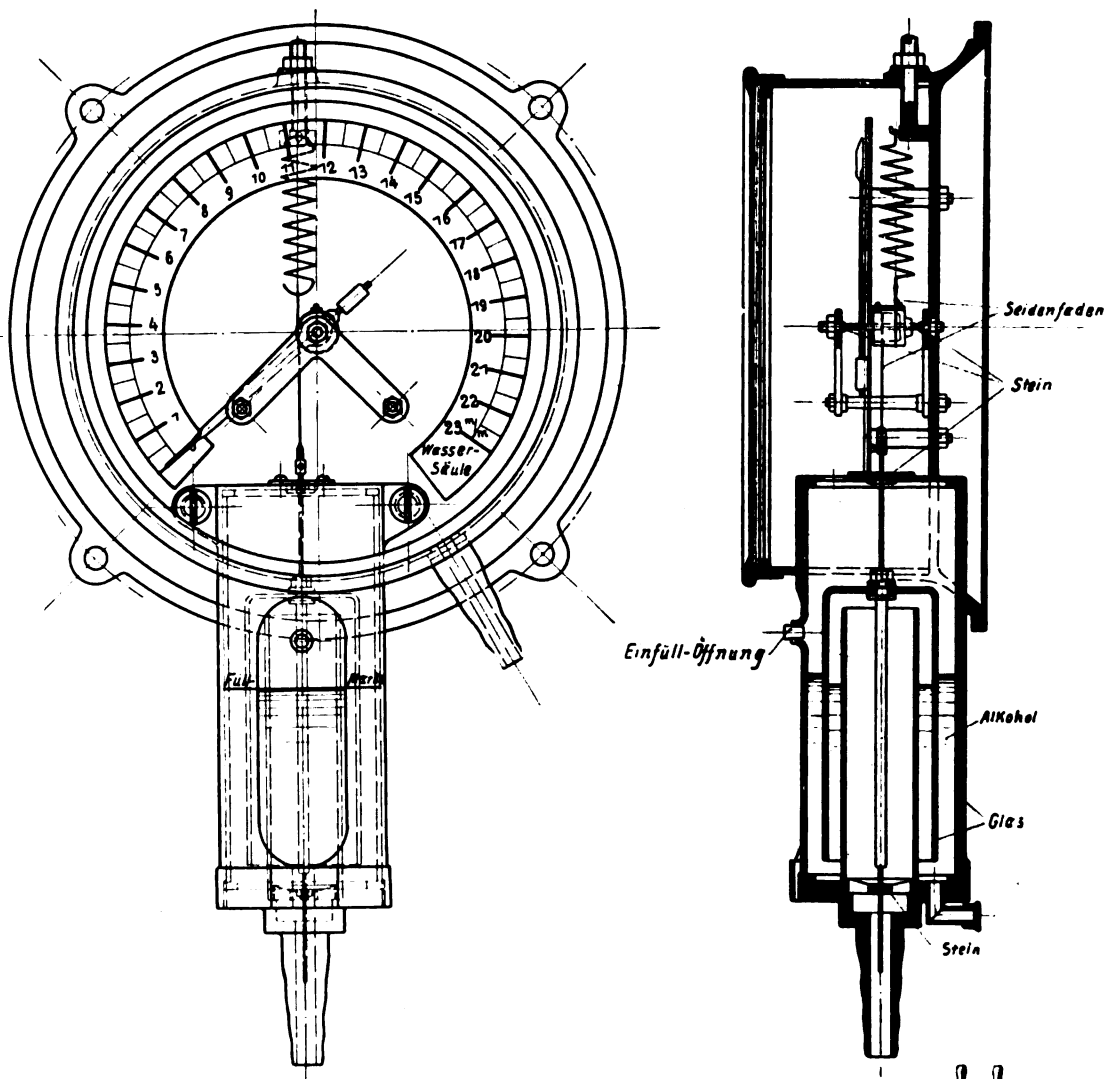


Fig. 4.

Von der Verwendung des *Krellschen* Zugmessers mußte also Abstand genommen werden.

Die Versuche, ein brauchbares Membranmanometer zu schaffen, schlugen fehl. Nach mehrmonatlichen Versuchen gelang es jedoch, ein von der Firma *Wilhelm Sedlbauer*, München, hergestelltes Manometer für den vorliegenden Zweck verwendbar zu machen. Das Instrument ist in Fig. 4 abgebildet. Dasselbe besteht wesentlich aus einer gläsernen Glocke, die in Alkohol als Sperrflüssigkeit taucht. Sie ist an einem Seidenfaden aufgehängt, der über eine, den Zeiger tragende Rolle zu einer Feder führt, welche das Gewicht der Glocke aufhebt. Die Glocke ist möglichst reibungslos in Achaten geführt. Glas und Alkohol wurden gewählt, um eine möglichst gleichmäßige Benetzung zu erreichen.

Das Manometer zeigte den Vorzug, sich fast augenblicklich mit großer Kraft einzustellen, und zwar ohne weiteren Schwingungen unterworfen zu sein. Der Fehler, der durch Neigen des Instrumentes in der Anzeige entstand, war nicht groß und konnte durch Versuche bestimmt werden (Schaubild Fig. 5).

Die Eichung des Manometers geschah durch Vergleich mit verschiedenen Manometern von *G. A. Schultze* (Fig. 3 und 6, *Krellscher* Zugmesser und Zugmesser von *Dr. Rabe*).

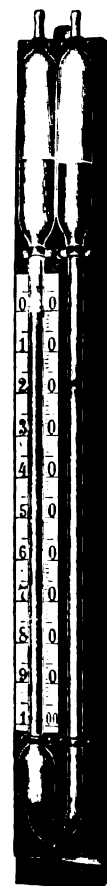


Fig. 6.

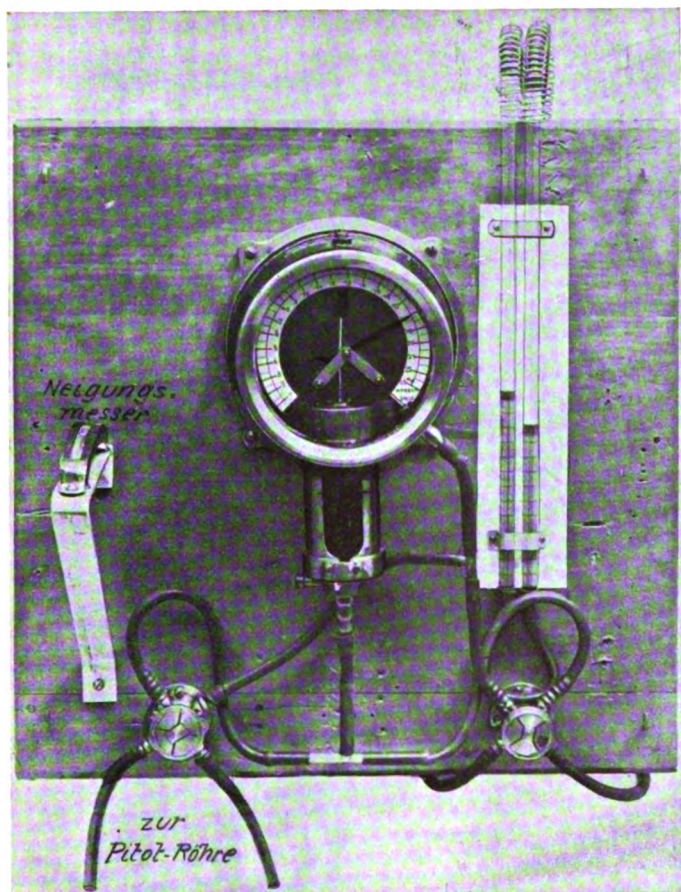


Fig. 7.

Da sich beim Eichen nach aufwärts und abwärts Unterschiede in der Einstellung der Manometer infolge nicht ganz zu vermeidender Reibung von ungefähr $\frac{1}{10}$ mm Wassersäule ergaben, wurde die Luftsäule fortwährend minimalen Schwankungen ausgesetzt, wie dies bei der Verwendung des Apparates im Schiffe auch zu erwarten war. Auf diese Weise wurde steigend und fallend stets die gleiche Eichkurve erzielt.

Die Art und Weise wie das Instrument auf ein Brett montiert und dieses federnd in der Gondel angebracht wurde, zeigen Fig. 2 und 7. Von der Pitotröhre war innerhalb des Rohrbündels eine ununterbrochene Gummischlauchleitung zu den Metallhähnen geführt, so daß Undichtheiten ausgeschlossen waren.

Auf dem Brette waren ferner noch zur rohen Kontrolle ein U-förmiges Manometer mit Alkoholfüllung sowie ein Neigungsmesser angebracht. Zur Bestimmung der Geschwindigkeiten aus den Anzeigen des Instrumentes wurde das Diagramm (Fig. 8) entworfen. Aus demselben können unter Berücksichtigung von Temperatur

und Barometerstand die den Manometerablesungen entsprechenden den Geschwindigkeiten direkt entnommen werden.

Die ersten Versuche mit der neuen Anordnung wurden am L. Z. 10 (»Schwaben«) vorgenommen, und zwar gleichzeitig mit dem Abfahren einer Strecke von bekannter Länge. Wie zu erwarten war, zeigte sich, daß der Zeiger des Instrumentes nicht ruhig stand, sondern fortwährenden Schwankungen von ca. ± 1 mm unterworfen war. Diese Schwankungen sind hervorgerufen durch Geschwindigkeitsänderungen oder durch infolge von Böen in der Pitotröhre auftretende Druckschwankungen. Die Geschwindigkeitsänderungen können entstehen durch Längs- oder Seitenschwankungen des Schiffes, durch das Steuern, sowie durch Böen.

Bei den Versuchen I und II wurde die mittlere Einstellung des Zeigers geschätzt. Aus der Tabelle 1 ist zu ersehen, daß die ermittelten Durchschnittsgeschwindigkeiten recht gut mit den, durch 2- bis 3 maliges Abfahren einer Strecke von bekannter Länge nach beiden Richtungen ermittelten Werten übereinstimmen¹⁾. Bei einem weiteren Versuche wurden nach der Stoppuhr alle fünf Sekunden die momentanen Eigengeschwindigkeiten abgelesen. Um bei der raschen Aufeinanderfolge der Ablesungen Fehler zu vermeiden, wurde zur Aufzeichnung das Schema Tabelle 2 benutzt.

Im Diagramme (Fig. 9) sind die so gemessenen Geschwindigkeiten als Funktion der Zeit aufgetragen. Durch Planimetrieren wurden die durchschnittlichen Geschwindigkeiten gefunden, die in Tabelle 1 unter III eingetragen sind. Im Diagramme 9 sind in Klammern die durch Abfahren ermittelten Geschwindigkeiten beigezeichnet. Die Übereinstimmung ist wie ersichtlich eine fast vollständige. Die Zuverlässigkeit der Geschwindigkeitsanzeige konnte nun als erwiesen angesehen werden und man konnte daran

¹⁾ Es wurde eine 5,93 km lange Strecke längs der Bahnlinie Friedrichshafen-Ulm, zwischen Friedrichshafen und Meckenbeuren benutzt.

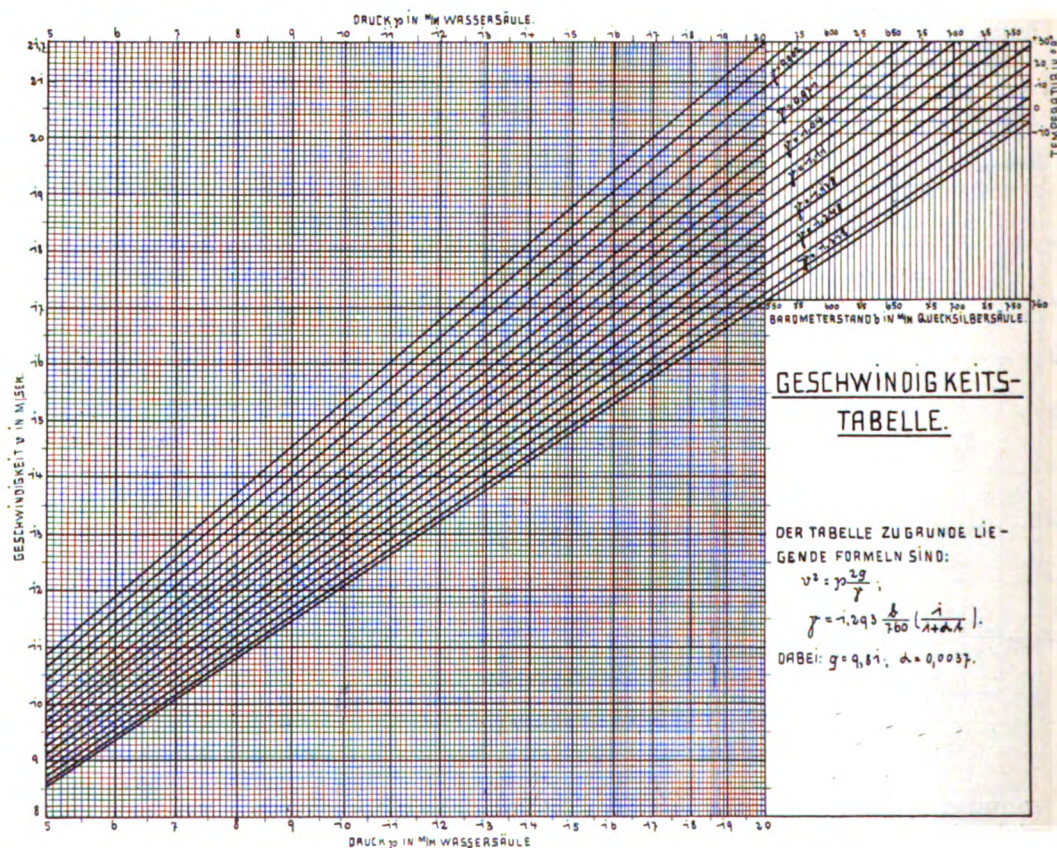


Fig. 8.

gehen, die Versuchsanordnung zur Klärung verschiedener Fragen von großer praktischer Bedeutung zu benutzen.

Art der Messung und in der Schwierigkeit des Rückschlusses vom Modell auf die Wirklichkeit haben, erregten schon

Tabelle I.

Versuchs-Nr.	Datum	Motoren						Gesamt-PS	Barometer	Temperatur	γ	ϕ in mm W. S.	v	v' durch Abfahren ermittelt
		Vorderer		Steuerbord		Backbord								
		n	PS	n	PS	n	PS							
I	29. 6. 1911	1150	148	1250	153	1250	153	454	727	13,5	1,176	23,0	19,6	19,24
	„	0	0	1100	145	1100	145	290	727	13,5	1,176	17,0	16,8	16,75
II	3. 7. 1911	1070	143	1100	145	0	0	288	721	14,0	1,165	16,0	16,4	15,74
	„	980	136	0	0	0	0	136	721	14,0	1,165	7,8	11,4	10,87
III	15. 7. 1911	1150	148	1250	153	1250	153	454	726	16,7	1,163		19,36	19,3
	„	0	0	1100	145	1100	145	290	726	16,7	1,163		16,63	16,6
	„	980	136	0	0	0	0	136	726	16,7	1,163		11,3	11,3

Hier kamen vor allem in Betracht die Ermittlung des Schiffswiderstandes, des Wirkungsgrades und des Drehkreises.

Tabelle II.
Drücke in mm Wassersäule

Sekunden	Minuten					
	0	1	2	3	4	5
0				23,5	23,5	22,0
5	20,8	22,5	22,5	22,5	23,2	22,0
10	21,2	23,0	22,0	23,0	23,0	21,0
15	21,5	22,5	22,4	22,5	23,5	
20	22,2	22,0	21,8	21,3	23,0	
25		21,8	22,5	21,0	23,5	
30	22,9	21,0	23,0	21,5	22,0	
35			23,5	21,0	22,0	
40	22,8	23,0	22,5	22,0	22,0	
45	21,4	23,0	22,5	22,2	21,0	
50	22,0	23,5	23,5	21,9	21,8	
55	22,3	21,8	23,5	22,0	21,5	

3 Motoren, Barometer 726, Temp. 16,7°.

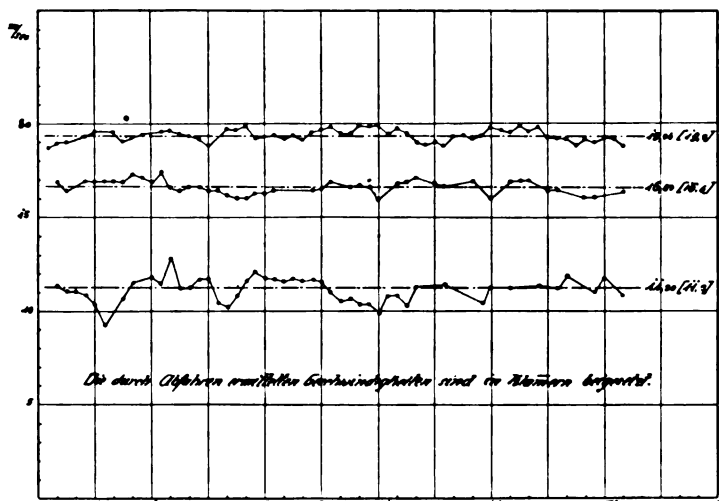


Fig. 9.

2. Die Bestimmung des Schiffswiderstandes durch den Fahrtversuch.

Ausgeführt am L. Z. 10.

Die großen Schwierigkeiten, welche der Bestimmung des Fahrtwiderstandes von Luftschiffen durch Modellversuche entgegenstehen und welche ihren Hauptgrund in der geringen absoluten Größe der gemessenen Werte, in der den tatsächlichen Verhältnissen nicht entsprechenden

lange den Wunsch, durch Fahrtversuche den Gesamtwiderstand von Luftschiffen zu bestimmen.

Durch theoretische Untersuchung der Bewegungsverhältnisse von Luftfahrzeugen lassen sich Formeln aufstellen, welche, sobald die zeitliche Änderung der Eigengeschwindigkeit unter gewissen Verhältnissen bekannt ist, die Ermittlung des Luftwiderstandes ermöglichen. Bevor die zu diesem Zwecke ausgeführten Fahrtversuche besprochen werden, ist es nötig, auf die oben erwähnten Bewegungsgleichungen etwas näher einzugehen.

Bewegungsgleichungen.

Die an bewegten Luftfahrzeugen auftretenden Verhältnisse lassen sich mit Hilfe der dynamischen Grundgleichung

$$P = m \cdot \frac{dv}{dt}$$

und des Ansatzes für den Luftwiderstand

$$W = c v^2$$

in einfacher Weise rechnerisch verfolgen. Es bezeichne:

m die gesamte Masse in $\text{kg m}^{-1} \text{sec}^2$,

v die Geschwindigkeit in m sec^{-1} ,

b die Beschleunigung in m sec^{-2} ,

t die Zeit in sec ,

S den Propellerschub in kg ,

W den Luftwiderstand in kg ,

N_m die Motorleistung in PS ,

η_0 den Gesamtwirkungsgrad in $\%$,

c einen Koeffizienten von der Dimension: $\text{kg m}^{-2} \text{sec}^2$.

Der Koeffizient c wurde absichtlich mit der Dimension $\text{kg m}^{-2} \text{sec}^2$ eingeführt, da die abzuleitenden Formeln sonst zu unübersichtlich würden. Es sei darauf hingewiesen, daß zwischen dem den Lesern dieser Zeitschrift bekannten dimensionslosen Werte ξ der Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt und dem Koeffizienten c der Zusammenhang besteht:

$$\xi = \frac{c \cdot g}{\gamma \cdot V^2},$$

wobei g die Erdbeschleunigung, γ das spez. Gewicht der Luft und V das Volumen des Ballons bedeuten. Ebenso kann natürlich c auch auf die dimensionslose Größe η' des Luftwiderstandes, bezogen auf den Hauptspantquerschnitt, umgerechnet werden.

Zur Kontrolle für die Richtigkeit der abgeleiteten Formeln sollen stets die Dimensionen beigelegt werden.

Die Bewegungszustände können wie folgt eingeteilt werden in: das Auslaufen, das Anfahren, die Fahrt mit konstanter Geschwindigkeit und das Auslaufen mit Rückwärtsgang der Propeller (Reversieren).

Das Auslaufen.

Die Geschwindigkeit des Fahrzeuges im Momente des Stoppens sei v_0 . Die Bewegung ist gekennzeichnet durch den Ansatz

$$m \cdot \frac{dv}{dt} = -cv^2$$

oder

$$dt = -\frac{m}{c} \cdot \frac{dv}{v^2}$$

und durch Integration

$$t = -\frac{m}{c} \int \frac{dv}{v^2} = -\frac{m}{c} \left[-\frac{1}{v} \right] + C.$$

Die Integrationskonstante C wird gefunden aus der Bedingung, daß für $t=0$, $v=v_0$ sein muß

$$C = -\frac{m}{cv_0}.$$

Durch Einsetzen von c erhält man Gleichung 1:

$$t = \frac{m}{c} \left(\frac{1}{v} - \frac{1}{v_0} \right) = \frac{m}{c} \cdot \frac{v_0 - v}{v v_0} \quad (1)$$

$$\text{Dimension: } \frac{\frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}} \cdot \frac{\text{m}}{\text{sec}}}{\frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}^2} \cdot \frac{\text{m}^2}{\text{sec}^2}} = \text{sec.}$$

Diese Gleichung stellt eine Hyperbel dar, deren Asymptotengleichung lautet:

$$t = \frac{m}{cv}.$$

Löst man Gleichung (1) nach v auf, so erhält man Gleichung (2):

$$v = \frac{v_0}{\frac{c}{m} v_0 t + 1} \quad (2)$$

$$\text{Dimension: } \frac{\frac{\text{m}}{\text{sec}}}{\frac{\frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}} \cdot \frac{\text{m}}{\text{sec}}}{\frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}^2} \cdot \frac{\text{m}}{\text{sec}}}} = \frac{\text{m}}{\text{sec}}$$

Eine Probe für die Richtigkeit der Gleichung (2) erhält man, wenn man sich den Luftwiderstand beseitigt denkt. Das Fahrzeug würde sich dann, da keinerlei Kräfte an demselben wirken, mit konstanter Geschwindigkeit weiterbewegen. Tatsächlich wird für $c=0$, $v=v_0=\text{konst.}$

Man erhält durch Auflösen nach c Gleichung (3):

$$c = \frac{m}{v_0 t} \left(\frac{v_0}{v} - 1 \right) \quad (3)$$

$$\text{Dimension: } \frac{\frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}} \cdot \frac{\text{m}}{\text{sec}}}{\frac{\text{m}}{\text{sec}} \cdot \frac{\text{m}}{\text{sec}}} = \frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}^2}$$

Mit Hilfe der Gleichung (3) ist es möglich, durch Fahrtversuche, bei welchen v und t gemessen werden, die Widerstandszahl c von Luftfahrzeugen zu bestimmen.

Die große praktische Bedeutung der Bewegungsverhältnisse beim Auslaufen für die Bestimmung von c lassen es gerechtfertigt erscheinen, noch etwas näher darauf einzugehen.

Ist das Fahrzeug beim Auslaufen von der Geschwindigkeit v_0 auf die Geschwindigkeit v_1 gekommen, so fand ein

Verlust an lebendiger Kraft¹⁾ statt.

$$\frac{mv_0^2}{2} - \frac{mv_1^2}{2}.$$

Dieser Verlust muß gleich der gesamten, zur Überwindung des Luftwiderstandes geleisteten Arbeit während der Dauer des Vorganges gewesen sein. Bezeichnet man diesen Arbeitsbetrag mit A_w , so ist;

$$A_w + \frac{mv_0^2}{2} - \frac{mv_1^2}{2} = 0.$$

A_w kann folgendermaßen ermittelt werden:

$$A_w = \int W ds;$$

nach Gleichung 2 ist:

$$v = \frac{v_0}{\frac{c}{m} v_0 t + 1} = \frac{ds}{dt}$$

$$ds = \frac{v_0 \cdot dt}{\frac{c}{m} v_0 t + 1}$$

ferner:

$$W = m \frac{dv}{dt} = m \frac{d \left(\frac{v_0}{\frac{c}{m} v_0 t + 1} \right)}{dt} = -cv_0^2 \cdot \frac{1}{\left(\frac{c}{m} v_0 t + 1 \right)^2}$$

und

$$A_w = -cv_0^2 \int \frac{dt}{\left(\frac{c}{m} v_0 t + 1 \right)^2} = \frac{mv_0^2}{2} \cdot \frac{1}{\left(\frac{c}{m} v_0 t + 1 \right)^2} + C.$$

Die Integrationskonstante C ist gegeben durch die Bedingung, daß für $t=0$, $A_w=0$ sein muß.

$$C = -\frac{mv_0^2}{2};$$

es ist demnach die geleistete Arbeit:

$$A_w = \frac{mv_0^2}{2} \left(\frac{1}{\left(\frac{c}{m} v_0 t + 1 \right)^2} - 1 \right); \quad \frac{\text{kg}}{\text{m}} \text{ sec}^2 \cdot \frac{\text{m}^2}{\text{sec}^2} = \text{kg m.}$$

Durch Einsetzen in die Gleichung, welche das Prinzip der Erhaltung der Energie ausspricht, erhält man:

$$\frac{mv_0^2}{2} \left(\frac{1}{\left(\frac{c}{m} v_0 t + 1 \right)^2} - 1 \right) + \frac{mv_0^2}{2} - \frac{mv_1^2}{2} = 0.$$

Durch Auflösen dieser Gleichung nach c erhält man wieder Gleichung (3):

$$c = \frac{m}{v_0 t} \left(\frac{v_0}{v_1} - 1 \right),$$

wobei jetzt nur an Stelle des früheren variablen v , v_1 steht, weil wir einen bestimmten Fall bei der Ableitung der Gleichung im Auge hatten, nämlich die Abnahme der Geschwindigkeit von v_0 auf v_1 .

Das Anfahren.

In bekannter Weise ist für die ungleichförmig beschleunigte Bewegung

$$m \frac{dv}{dt} = S - W = S - cv^2$$

$$dt = m \frac{dv}{S - cv^2}$$

¹⁾ Der Gedanke, den Luftschiffswiderstand aus der Änderung der lebendigen Kraft beim Auslaufen zu bestimmen, stammt von Obering. Dürr.

und durch Integration

$$t = m \int \frac{dv}{S - cv^2} = \frac{m}{2\sqrt{Sc}} \ln \frac{\sqrt{Sc} + cv}{\sqrt{Sc} - cv} + C.$$

Bei der Bestimmung der Integrationskonstanten C ist zu unterscheiden, ob die Bewegung von der Geschwindigkeit Null ausgeht, oder ob schon eine Geschwindigkeit v_0 beim Beginne der zu untersuchenden Bewegung vorhanden war. Der letztere Fall schließt den ersteren ein und wir erhalten also aus der Bedingung, daß für $t=0$, $v=v_0$ sein muß, für die Integrationskonstante den Wert

$$C = - \frac{m}{2\sqrt{Sc}} \ln \frac{\sqrt{Sc} + cv_0}{\sqrt{Sc} - cv_0}$$

und für t Gleichung (4):

$$t = \frac{m}{2\sqrt{Sc}} \ln \frac{(\sqrt{Sc} + cv)(\sqrt{Sc} - cv_0)}{(\sqrt{Sc} - cv)(\sqrt{Sc} + cv_0)} \quad (4)$$

$$\text{Dimension: } \left(\frac{\text{kg}}{\text{m}} \frac{\text{sec}^2}{\text{kg}} \right)^{\frac{1}{2}} \ln \frac{\frac{\text{kg}}{\text{m}} \frac{\text{sec}^2}{\text{kg}}}{\frac{\text{kg}}{\text{m}} \frac{\text{sec}^2}{\text{kg}}} = \text{sec.}$$

War die Geschwindigkeit beim Beginne der Bewegung = Null, so ist $v_0 = 0$ zu setzen und man erhält Gleichung (4a):

$$t = \frac{m}{2\sqrt{Sc}} \ln \frac{\sqrt{Sc} + cv}{\sqrt{Sc} - cv} \quad (4a)$$

Löst man Gleichung (4) nach v auf, so erhält man nach einigem Umformen Gleichung (5):

$$v = \sqrt{\frac{S}{c}} \cdot \frac{\frac{\sqrt{Sc} + cv_0}{\sqrt{Sc} - cv_0} \cdot e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} - 1}{\frac{\sqrt{Sc} + cv_0}{\sqrt{Sc} - cv_0} \cdot e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} + 1} \quad (5)$$

$$\text{Dimension: } \left(\frac{\text{kg}}{\text{m}} \frac{\text{sec}^2}{\text{kg}} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \frac{\frac{\text{kg}}{\text{m}} \frac{\text{sec}^2}{\text{kg}}}{\frac{\text{kg}}{\text{m}} \frac{\text{sec}^2}{\text{kg}}} = \frac{\text{m}}{\text{sec}}$$

Zur Vereinfachung sei der Ausdruck

$$\frac{\sqrt{Sc} + cv_0}{\sqrt{Sc} - cv_0} = a$$

gesetzt, so daß Gleichung (5) lautet:

$$v = \sqrt{\frac{S}{c}} \cdot \frac{a e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} - 1}{a e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} + 1} \quad (5)$$

Die Dimension von $a e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}}$ muß Null sein, da eine unbenannte Zahl dazu addiert wird. Selbstverständlich muß auch die Dimension des Exponenten von e = Null sein.

Setzt man in Gleichung (5) $v_0 = 0$, so wird $a = 1$ und man erhält die der Gleichung (4a) entsprechende Gleichung (5a):

$$v = \sqrt{\frac{S}{c}} \cdot \frac{e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} - 1}{e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} + 1} \quad (5a)$$

Die Ausdrücke

$$\frac{a e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} - 1}{a e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} + 1}$$

beziehungsweise

$$\frac{e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} - 1}{e^{\frac{2t\sqrt{Sc}}{m}} + 1}$$

werden für $t = \infty$ zu 1; man sieht, daß sich v immer mehr dem Werte

$$v = \sqrt{\frac{S}{c}}$$

nähert, ohne ihn jedoch jemals ganz zu erreichen.

Die Gleichungen (4) und (5) schließen auch den Fall der Verzögerung, hervorgerufen durch Stoppen einer oder mehrerer Maschinen, ein. Die Geschwindigkeit im Momente des Stoppens sei v_0 . Die Bewegung ist wieder durch den Ansatz

$$m \frac{dv}{dt} = S - cv^2$$

gekennzeichnet. Dies ist aber dieselbe Gleichung, welche auf die Formeln (4) und (5) führte.

Der einzige Unterschied besteht darin, daß beim Anfahren $v_0 < v$ ist, während beim Stoppen die Geschwindigkeit $v_0 > v$ ist.

Da der in den Gleichungen (4) und (5) vorkommende Propellerschub — Versuche zur direkten Messung des Propellerschubs am Luftschiffe sind in Vorbereitung — meist nicht direkt bekannt ist, ist es manchmal von Vorteil, S unter der Benutzung der Arbeitsgleichung

$$N_m = \frac{S \cdot v}{75 \cdot \eta_0}$$

zu ersetzen durch

$$S = \frac{N_m \cdot 75 \cdot \eta_0}{v}$$

Hier soll ferner noch die Gleichung angeführt werden, mit deren Hilfe die Gesamtwirkungsgrade bestimmt werden können. Es ist:

$$S = cv^2 = \frac{N_m \cdot 75 \cdot \eta_0}{v}$$

oder

$$\eta_0 = \frac{cv^3}{N_m \cdot 75}$$

Der Grenzfall der Gleichungen (4) und (5) bildet den Übergang zur gleichförmigen Bewegung:

$$v = \sqrt{\frac{S}{c}}$$

Auslaufen mit Rückwärtsgang der Propeller.

Diese Bewegung ist gekennzeichnet durch den Ansatz

$$m \frac{dv}{dt} = -cv^2 - S.$$

Die Bewegung zerfällt in zwei Teile. Im ersten Teile ungleichförmige Verzögerung bis zur Geschwindigkeit Null, dann ungleichförmige Beschleunigung. Beim zweiten Teile der Bewegung ist das Vorzeichen von S positiv zu nehmen

und man erhält wieder die Gleichungen (4) und (5). Für den verzögerten Teil der Bewegung ist:

$$dt = -m \frac{dv}{S + cv^2}$$

und durch Integration:

$$t = -m \int \frac{dv}{S + cv^2} = -\frac{m}{\sqrt{S \cdot c}} \cdot \arctan \sqrt{\frac{c}{S}} v + C.$$

Die Integrationskonstante C ist durch die Bedingung bekannt, daß für $t=0$, $v=v_0$ sein muß

$$C = \frac{m}{\sqrt{S \cdot c}} \cdot \arctan \left(\sqrt{\frac{c}{S}} v_0 \right)$$

Durch Einsetzen von C in die obige Gleichung erhält man Gleichung (6):

$$t = \frac{m}{\sqrt{S \cdot c}} \cdot \left[\arctan \left(\sqrt{\frac{c}{S}} v_0 \right) - \arctan \left(\sqrt{\frac{c}{S}} v \right) \right]; \quad (6)$$

$$\text{Dimension: } \frac{\frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}}}{\frac{\text{kg sec}}{\text{m}}} = \text{sec}$$

Die Dimension des Ausdruckes unter dem Arkus muß natürlich gleich Null sein.

Durch Auflösen nach v erhält man Gleichung (7):

$$v = \frac{1}{i} \sqrt{\frac{S}{c}} \cdot \frac{\frac{1 + i v_0 \sqrt{\frac{c}{S}}}{1 - i v_0 \sqrt{\frac{c}{S}}} - e^{\frac{2 i t \sqrt{S c}}{m}}}{\frac{1 + i v_0 \sqrt{\frac{c}{S}}}{1 - i v_0 \sqrt{\frac{c}{S}}} + e^{\frac{2 i t \sqrt{S c}}{m}}} \quad (7)$$

Eine Probe von Gleichung (7) erhält man wie folgt:

Für den zweiten Teil der Bewegung, die Beschleunigung von Null an ist: $v_0=0$ und $S=-S$. Setzt man dies in Gleichung (7) ein, so erhält man:

$$v = -\sqrt{\frac{S}{c}} \cdot \frac{e^{\frac{2 i t \sqrt{S c}}{m}} - 1}{e^{\frac{2 i t \sqrt{S c}}{m}} + 1}$$

Dies ist aber Gleichung (5). In dem negativen Vorzeichen ist der Richtungswechsel enthalten.

Der Vollständigkeit halber sei bemerkt, daß sich mit Hilfe der Beziehungen

$$ds = v \cdot dt$$

und

$$b = \frac{dv}{dt}$$

auch ohne weiteres die Gleichungen zwischen Zeit und Weg bzw. zwischen Zeit und Beschleunigung ableiten lassen. Da diese Gleichungen auf die nachfolgenden Versuchswerte nicht angewendet sind, sei hier jedoch nicht näher darauf eingegangen.

Es soll noch darauf hingewiesen werden, daß es sich bei der Benutzung der vorstehend abgeleiteten Gleichungen nur um die Eigengeschwindigkeit des Fahrzeugs handelt.

Der Zusammenhang zwischen Eigengeschwindigkeit, Windgeschwindigkeit und Fahrtgeschwindigkeit soll in folgendem angedeutet werden. Bezeichnet:

v_0 die Eigengeschwindigkeit beim Stoppen,

v_w die Windgeschwindigkeit,

v_a die Fahrtgeschwindigkeit relativ zur Erde,

so ist mit Beziehung auf Fig. 10 für das Auslaufen gegen den Wind z. B.:

für v zu setzen $v = v_a + v_w$. Gleichung (1) geht dann über in

$$t = \frac{m}{c} \cdot \frac{v_0 - v_a - v_w}{(v_a + v_w) \cdot v_0}$$

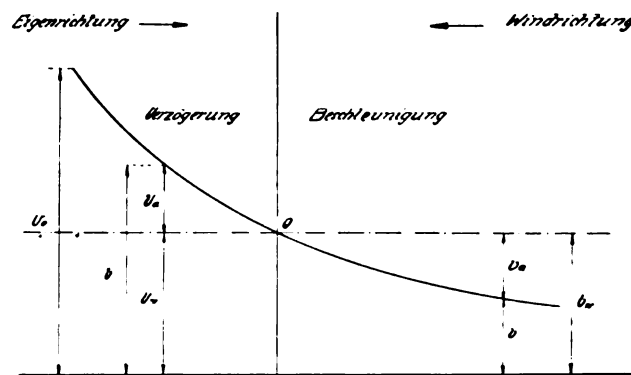


Fig. 10.

setzt man in dieser Gleichung $v_a = \text{Null}$, so erhält man den Zeitpunkt, bei welchem das Schiff anfängt, von der Erde aus gesehen mit dem Winde zu gehen.

$$t_0 = \frac{m}{c} \cdot \frac{v_0 - v_w}{v_0 \cdot v_w}$$

Setzt man in Gleichung (2): $v = v_a + v_w$, so erhält man

$$v_a = \frac{v_0}{\frac{c}{m} v_0 t + 1} - v_w$$

(Schluß folgt.)

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.)

5. Einige Versuche über den Einfluß der Kantendicke bei Sichelprofilen.

Die Versuche sollten einen Anhalt dafür geben, inwieweit es im allgemeinen Zweck hat, große Sorgfalt auf die Schärfe der Kanten von Schraubenflügeln zu legen, und insbesondere, inwieweit unsere Versuchsergebnisse mit Sichelprofilen verschiedener Wölbung dadurch beeinflusst sein mögen, daß die Kanten der Versuchsfügel nicht genau gleich scharf waren, sondern zwischen recht feiner Schärfe und etwa 1,5 mm Dicke schwankten.¹⁾

Das schärfste dieser Flügelpaare, Nr. 1, mit ursprünglich nur etwa 0,2 mm Kantendicke wurde auf der ebenen Druckseite mit Auflagen versehen, die nacheinander 2, 5 und 10 mm Dicke hatten. Die entstehenden Kanten wurden nach Halbkreisen von entsprechendem Durchmesser abgerundet, wodurch die Gesamtbreite (ursprünglich 400 mm) und die Gesamtdicke des Flügels (ursprünglich 12,5 mm in der Mitte) überall um das Maß der Auflage vergrößert wurde, wie aus dem in Fig. 83 bezeichneten Querschnitt ersichtlich. Die Form der Saugseite blieb also unverändert.

¹⁾ Vgl. Heft 12 d. J., S. 151.

Die Versuche ergaben, daß der Einfluß dieser Formverschlechterung im ganzen überraschend gering ist. Die in bekannter Weise gezeichneten P - und M -Kurven¹⁾ (Fig. 83), welche die Abhängigkeit der Schubkräfte P und der Drehkräfte M vom Anstellwinkel α_s darstellen, fallen sehr dicht zusammen. In Fig. 84 und 85 sind die einzelnen Versuchswerte von P und M gesondert als Funktion der Kantendicke aufgetragen, wodurch sich für jede der untersuchten Winkelstellungen eine Kurve ergibt, welche den Einfluß klar darstellt.

Mit von Null aus zunehmender Flügeldicke stellt sich nicht, wie man erwarten sollte, sogleich eine Zunahme des Luftwiderstandes der Flügel ein, also ein Anwachsen

ankommt.) Bei Anstellwinkeln über 9° und merkwürdigerweise auch bei $\alpha_s = 0^\circ$ sind also selbst größere Verdickungen von 5 bis 10 mm fast ohne Einfluß. Im wirksamsten Bereich aber (C_{\max} liegt nach den früheren Versuchen bei $\alpha_s = 6^\circ$ und der beste Gütegrad ξ_{\max} bei $7,5^\circ$) tritt eine merkliche Verschlechterung der Kraftausnutzung ein, die bei $\alpha_s = 3^\circ$ etwa 3% für je 1 mm Verdickung ausmacht. Bei $\alpha_s = 6^\circ$ sind es noch etwa 2% auf 1 mm; bei 9° verschwindet der Einfluß ziemlich.

Demnach kann es sich bei Kantendicken bis zu 1,5 mm, wie bei unseren Sichelprofilversuchen, nur um Differenzen von wenigen Hundertsteln in der Kraftausnutzung und auch nicht wesentlich mehr im Gütegrad handeln, Unterschiede,

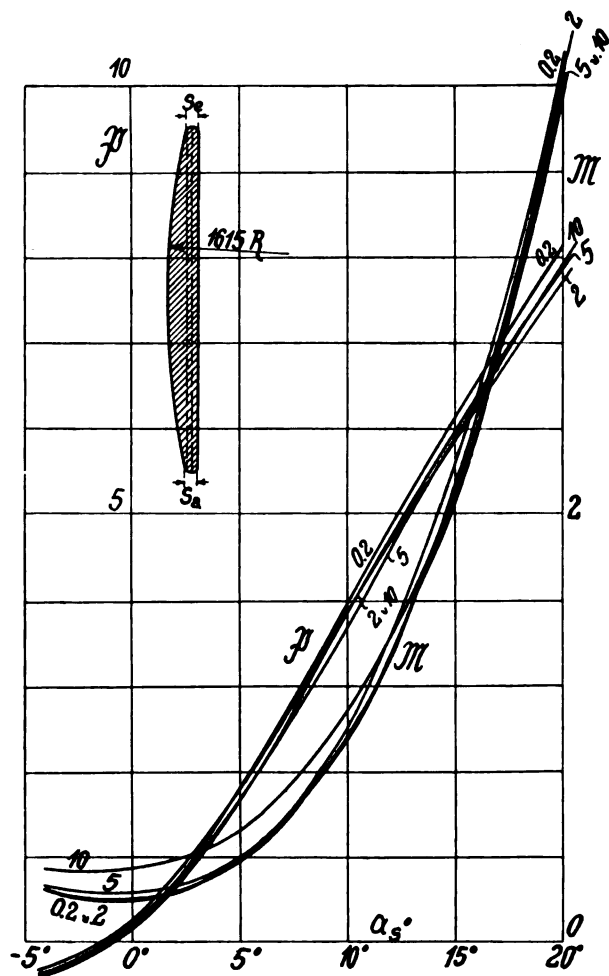


Fig. 83.

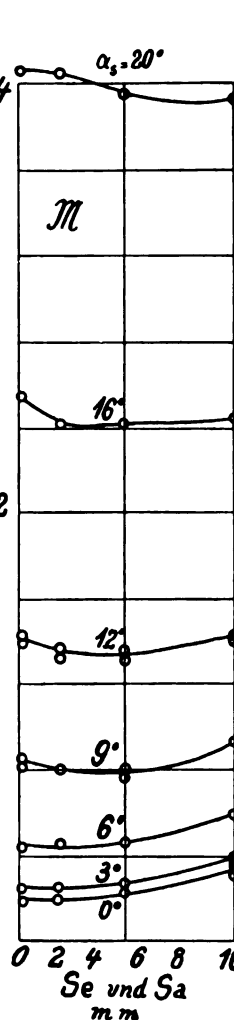


Fig. 84.

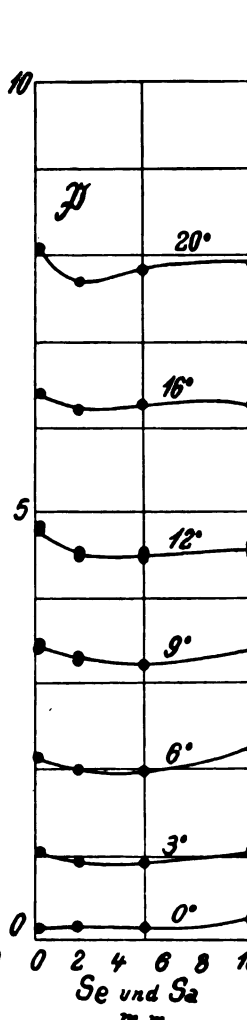


Fig. 85.

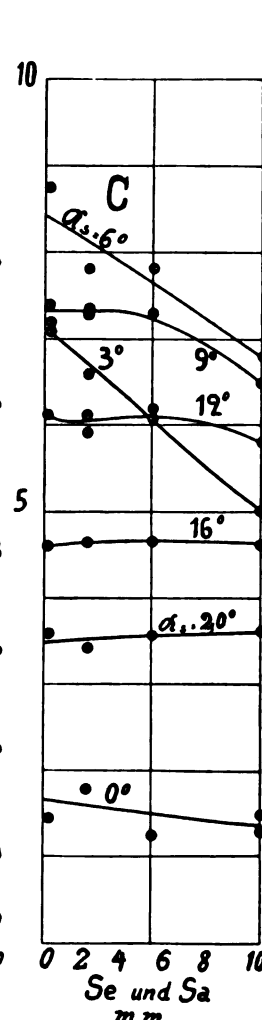


Fig. 86.

der Drehkräfte bzw. der Größen M ; diese bleiben vielmehr anfangs gleich, nehmen bei steileren Winkelstellungen sogar anfangs etwas ab, und erst bei der stärksten Auflage von 10 mm ist eine entschiedene Zunahme zu erkennen. Ganz ähnlich verhalten sich auch die Schubkräfte bzw. die P -Werte. Infolgedessen hebt sich in dem Quotienten $P:M$, der für die Kraftausnutzung maßgebend ist, der Einfluß meist ziemlich auf; nur in dem Bereich um $\alpha_s = 3^\circ$ bis 9° überwiegt die Abnahme von P und bewirkt eine nicht ganz unbedeutende Abnahme der Kraftausnutzung, wie man in Fig. 79 sieht, wo auch die Vergleichszahl der Kraftausnutzung ($C = R:P:M$) als Funktion der Kantendicke dargestellt ist. (In dem Quotienten machen sich kleine Versuchungenauigkeiten oft doppelt bemerklich; der Verlauf der C -Kurven ist deshalb leicht etwas von Zufälligkeiten beeinflusst, man sieht aber hinlänglich, worauf es

¹⁾ $P = p \cdot n^2 10^{-4}$; $M = m \cdot n^2 10^{-4}$.

die also fast noch in den Fehlergrenzen der Versuche überhaupt liegen; und bedeutende Gewinne, wie man sie vielleicht vermuten könnte, sind durch eine ideale, messerscharfe Kantenausbildung jedenfalls nicht zu erzielen.

Welche Rolle die Vorder- und die Hinterkante für sich spielen, ist durch solche Versuche natürlich nicht zu entscheiden. Man kann nicht eine der Kanten allein verstärken, ohne die Profilform überhaupt wesentlich zu verändern; denn man müßte zugleich eine Änderung der Kantenwinkel zulassen, und das würde die Verhältnisse unklar machen.

Man kann aber auf Grund der von uns früher erörterten aerodynamischen Gesichtspunkte¹⁾, nach denen von verdickter Vorderkante eine günstige, Widerstand vermindernde Wirkung zu erwarten ist, die Vermutung aussprechen, daß es dieser Gewinn ist, der die jedenfalls

¹⁾ Heft 13 ds. Js., S. 167.

schädliche Wirkung verdickter Hinterkanten anfangs kompensiert oder sogar überwiegt, bis bei einer Verdickung von mehr als etwa 5 mm kein genügender Gewinn an der Vorderkante weiter eintritt und der immer stärker zunehmende Austrittsverlust den Ausschlag gibt.

Somit enthalten die Versuche eine deutliche Bestätigung der Kutta'schen Schlußfolgerungen, auf denen wir damals fußten.

Das Luftschiff der Siemens-Schuckertwerke und seine Halle.

Von O. Krell. II. Teil. (Mit Tafel X).

Bei der Wahl der Konstruktion und des Platzes für die Halle des Siemens-Schuckert-Luftschiffes waren folgende Gesichtspunkte maßgebend. Für Probefahrten mit Motorballons hatte es sich als zweckmäßig erwiesen, die vorherrschenden Windrichtungen derart zu berücksichtigen, daß bei einer Havarie der Motoren oder der Steuereinrichtung das Abtreiben des Ballons nicht nach einer unerwünschten Richtung erfolgt. Man wählte daher bei den in unserer Gegend vorherrschenden westlichen Winden ein Gelände im Osten Berlins, wobei noch der Umstand maßgebend war, daß Herr Geheimer Regierungsrat Dr. W. von Siemens ein ihm gehöriges vorzüglich geeignetes Gelände des Rittergutes Biesdorf für diese Versuche kostenlos zur Verfügung stellte.

Die verschiedenen Schwierigkeiten, die sich bei allen bisher bestehenden Ballonhallen dadurch ergaben, daß bei der festgelegten Einfahrtsöffnung seitliche Winde das Ein- und Ausbringen des Ballons erschwerten, ja oft unmöglich machten, führten zu dem Entschluß, den Versuch mit einer drehbaren Halle zu machen. Es wurde angenommen, daß eine Drehgeschwindigkeit von 360° in einer Stunde genügt, um dem Wechsel der Windrichtungen jederzeit folgen zu können. Die bisherigen Erfahrungen nach dieser Richtung haben gezeigt, daß diese Drehgeschwindigkeit vollkommen ausreicht. Ein praktischer Versuch, einen Ballon bei ca. 10 m/Sek. Windgeschwindigkeit in die Halle einzubringen, wurde gelegentlich der Füllung des P. VI Ballons vor seiner Kieler Fahrt am 28. Oktober 1910 gemacht. Der Ballon fand von Johannistal kommend die Biesdorfer Halle genau in der Windrichtung stehend vor und konnte in der kürzesten Zeit mit nur wenig Hilfsmannschaften ohne jede Schwierigkeit in die Halle eingebracht werden. Da das offene Ende der Halle lediglich durch einen Stoffvorhang abgeschlossen ist, so muß unter allen Umständen vermieden werden, daß der Wind bei vorgezogenem Vorhang auf die Einfahrtsöffnung steht. Aus diesem Grunde ist auch eine doppelte Reserve in der Energie zum Drehen der Halle in der Maschinenstation vorgesehen.

Die Halle, deren allgemeine Form aus den Zeichnungen und Bildern in Tafel X zu entnehmen ist, besitzt an den längslaufenden unteren Kanten zwei Raumträger, die den Boden der Halle bereits derart versteifen, daß seine Unterstützung auch ohne die versteifende Wirkung der Wand- und Dachkonstruktionen lediglich durch die acht Wagen erfolgen konnte. Auf diese Weise war gewährleistet, daß mit Hilfe von Vorgelegen die Halle auch schon während des Baues jederzeit in die Längsrichtung des Windes durch Menschenkraft eingestellt werden konnte. Die Unterstützungswagen sind so angeordnet, daß vier davon auf einem äußeren Schienenkranz, die anderen vier auf einem konzentrisch zu diesem liegenden kleineren Schienenkranz laufen. Sie dienen lediglich zur Aufnahme der Gewichtsdrücke, während zur Aufnahme der horizontalen Windkräfte ein überaus starker Mittelzapfen aus Eisenbeton (Fig. 5, Tafel X) angeordnet ist. Seine Dimensionierung genügt, um die Windkräfte auch bei starkem seitlichen Wind sicher aufzunehmen. Die äußeren Wagen haben je vier Räder, die ihrerseits zu je zweien in einem Drehgestell vereinigt sind, während die inneren Wagen nur je zwei Räder besitzen.

Das jeweils gegen den Wind zu richtende Ende der Halle ist fest abgeschlossen und in der Form etwas zugespitzt, während das jeweils leewärts gerichtete Ende im Querschnitt erweitert ist und wie oben erwähnt, nur durch einen leichten Vorhang aus Segelleinwand abgeschlossen werden kann.

Die Halle mißt über die ganze Länge 136 m, die lichte Weite innerhalb der Wandkonstruktionen beträgt 25 m desgleichen auch die lichte Höhe vom Boden der Halle bis zur unteren Kante der Dachbinder. Die Seitenwände sind zum Teil aus Ziegelsteinen ($\frac{1}{4}$ Stein stark) und in möglichst großer Ausdehnung durch Glaswände gebildet, während das Dach aus Holz und Dachpappe besteht. Für die Ventilation ist durch eine Reihe aufklappbarer Fenster im First der Halle gesorgt. Der vorgeschriebene Längsträger an der unteren Kante der Halle ist durch Gipswände zu abgeschlossenen Räumen ausgebildet worden, die zum Teil als Maschinenraum, zum Teil als Werkstätten und Wohnräume Verwendung finden.

In der in der Halle befindlichen Maschinenstation (Fig. 6, Tafel X) befinden sich zwei Benzindynamos von etwa 20 KW Leistung, von denen jede einzelne genügt, um die vorgeschriebene Drehgeschwindigkeit zu erzielen. Die elektrische Energie der Dynamos wird mit Hilfe der Leonardschaltung auf sechs Motoren übertragen, von denen je zwei auf den beiden diagonal gegenüberliegenden äußeren Wagen angeordnet sind, während die beiden anderen äußeren Wagen nur je einen Motor tragen. An die Maschinenstation stößt ein Akkumulatorenraum (Fig. 10), in welchem sich eine Batterie befindet, die eine solche Kapazität besitzt, daß mit ihrer Hilfe die Halle zwei Stunden lang dauernd gedreht werden könnte. Außerdem sind in der Maschinenstation zwei Elektroventilatoren (Spezialkonstruktion der Siemens-Schuckertwerke) für das Aufblasen des Ballons mit Luft zwecks Revision usw. untergebracht. Ein kleiner Elektroluftkompressor versieht die Werkstatt mit Preßluft.

Die Werkstatt selbst (Fig. 9, Tafel X) enthält außer einer Anzahl Schraubstöcke zwei kleine Drehbänke, eine Hobelmaschine und ist nur für eilige Reparaturen bei etwa eintretenden Havarien gedacht. Der andere im Längsträger verfügbare Raum ist verwendet für Materiallager, Bureau, Aborte usw.

Da der Boden der Halle etwa 2,2 m über dem Erdboden liegt, war man gezwungen, von dieser Höhe aus gegen den Erdboden hin eine Rampe auszuführen, um beim Ein- und Ausfahren des Ballons durch Niveaudifferenz nicht behindert zu sein. Da aber die Halle drehbar eingerichtet ist und in jeder Lage benutzt werden muß, so wurde aus dieser Rampe ein konzentrisch liegender Rampenkreis, der wiederum im erforderlichen Maße als Lagerkeller für die Wasserstoffstahlflaschen (Fig. 8, Tafel X) ausgebildet wurde. Die gefüllten Stahlflaschen werden mit Hilfe einer Schmalspurbahn bis in diesen Lagerraum eingefahren, dort in Stapeln à 43 Flaschen gelagert und an das Füllrohrsystem angeschlossen. Die Sammelleitung dieser 3000 Flaschen läuft unter dem Erdboden zu dem hohlen Mittelzapfen der Halle und wird von dort in die Halle eingeführt.

Die Halle wird in der Dunkelheit durch 72 Tantallampen erleuchtet, die in zwei Etagen übereinander angeordnet sind. Der untere Ring in 3 m Höhe besteht aus 2×24 Tantallampen von je 32 NK der obere Ring aus 2×12 Tantallampen von je 50 NK.

Auf der Mitte des Daches befindet sich eine Beobachtungsplattform, die auch ein elektrisches Blinkfeuer trägt, um bei Nacht das Signallicht der Halle von den übrigen Lichtern zu unterscheiden. Das Feuer besteht aus drei unter 120° auf einer drehbaren Plattform aufgestellten Glühlichtscheinwerfern, deren Lichtkegel eine Streuung von 30° besitzt, so daß der untere Rand des Strahles den Horizont berührt, während der obere Rand einen Winkel von 30° aufwärts gegen den Horizont bildet. Die Drehgeschwindigkeit ist so bemessen, daß jeder Punkt des Horizontes alle fünf Sekunden einen Blick erhält.

An der Einfahrt der Halle sind eine rote und eine grüne Positionslaterne angebracht, wie auf den Schiffen, sodaß auch bei Nacht die Stellung der Halle von weitem erkannt werden kann.

Das Gesamtgewicht der Halle beträgt etwa 1200 t, das sich auf 24 Laufräder verteilt.

Zur Ausrüstung der Halle gehört noch ein Fesselballon von 200 cbm Inhalt, der an einem an der Halle angebrachten Ausleger hochgelassen und eingeholt wird. Diese Arbeit wird von einer elektrisch angetriebenen (Leonardschaltung) Winde geleistet.

Drehbare Halle für das Siemens-Schuckert-Luftschiff. Entworfen von Reg.-Baum. Janisch, ausgeführt von Steffens & Nölle.

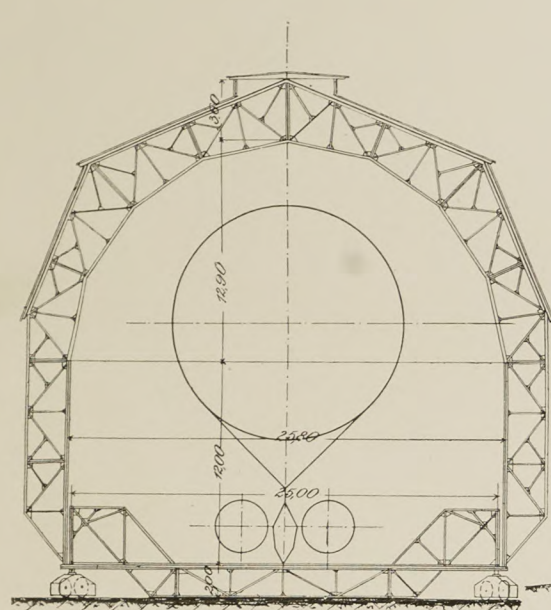


Fig. 3.

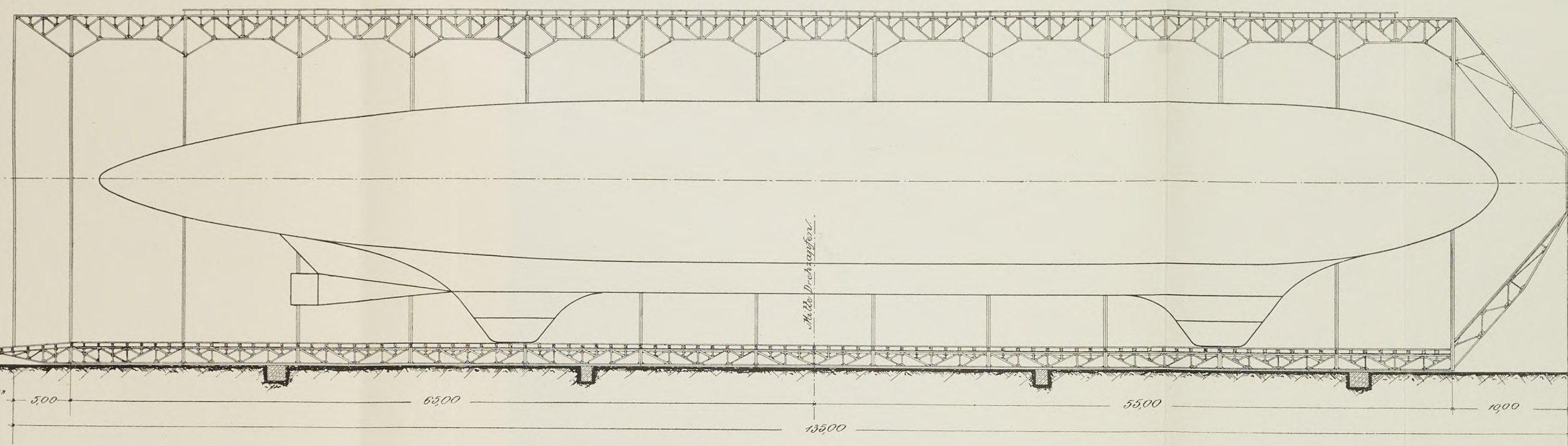


Fig. 1.

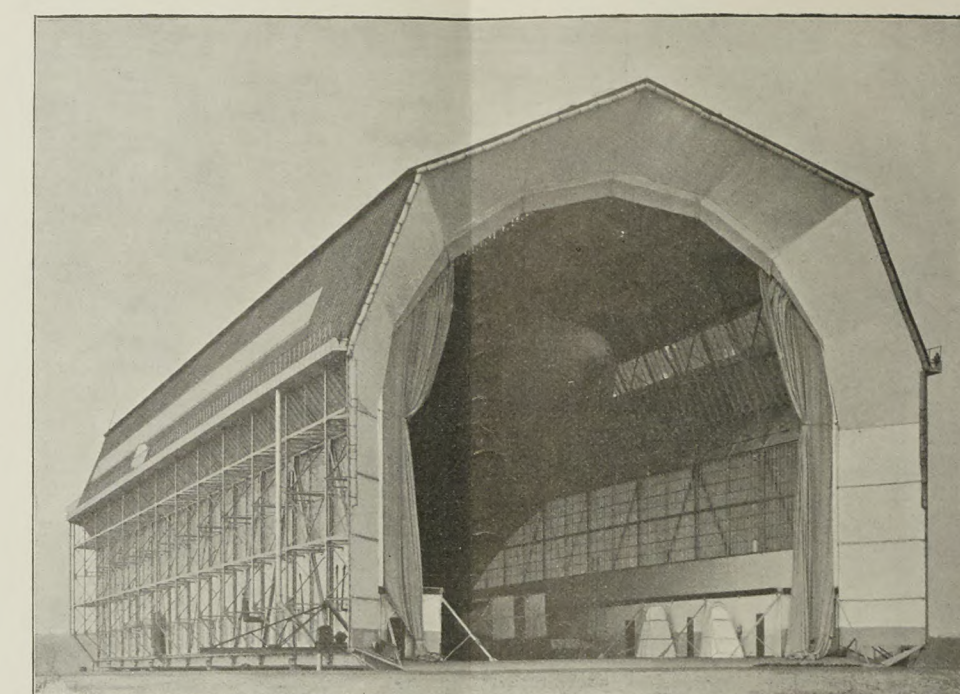


Fig. 4.

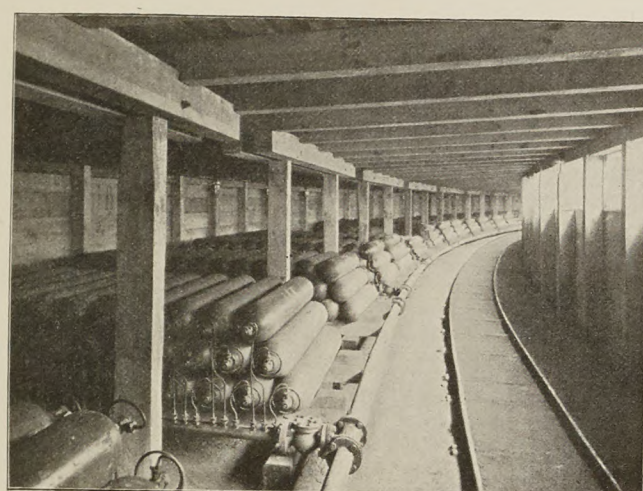


Fig. 8.

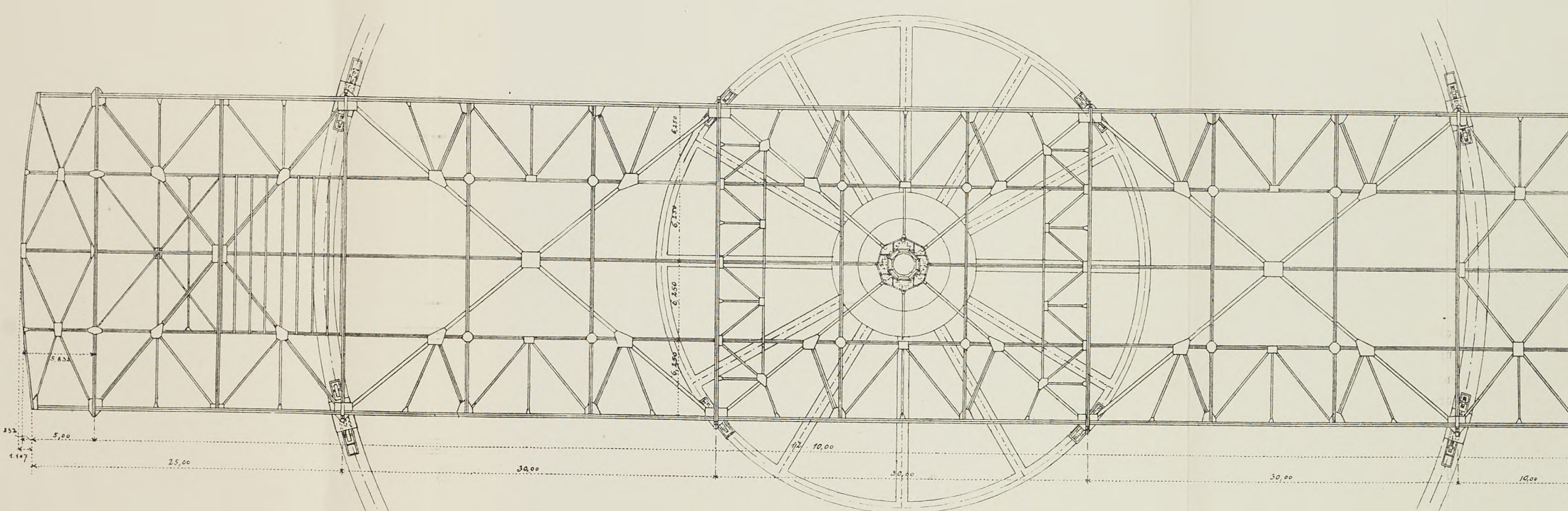


Fig. 2.

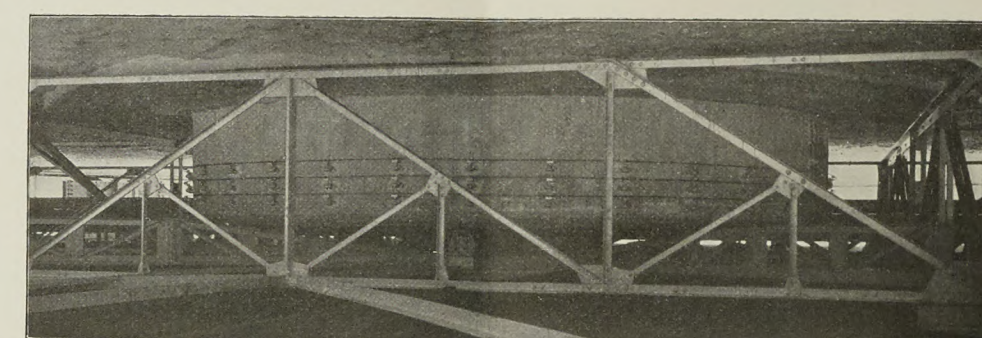


Fig. 5.



Fig. 9.

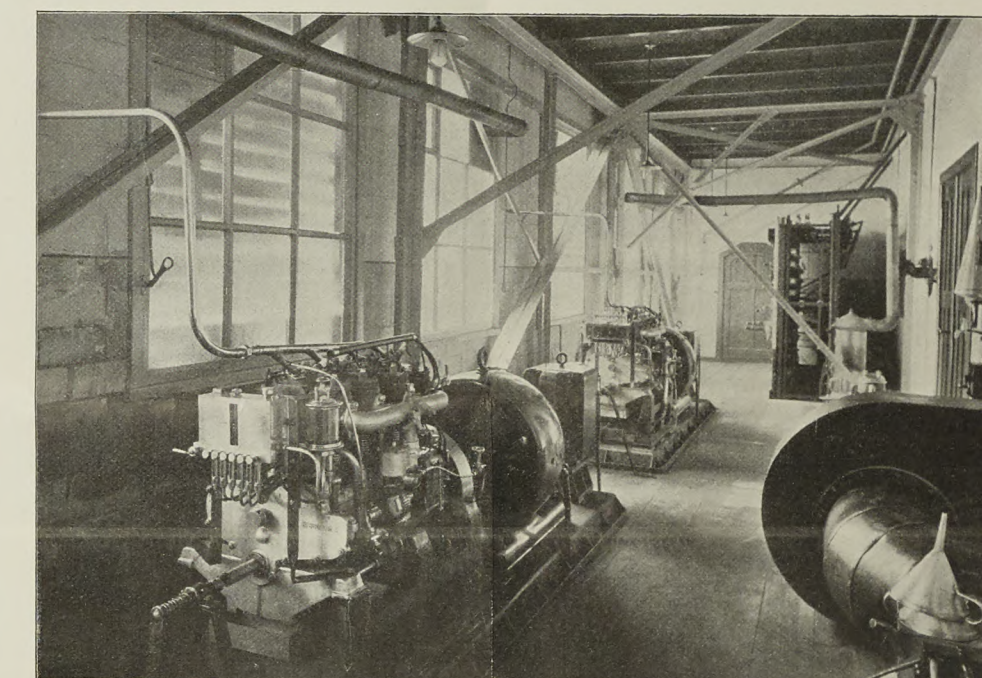


Fig. 6.

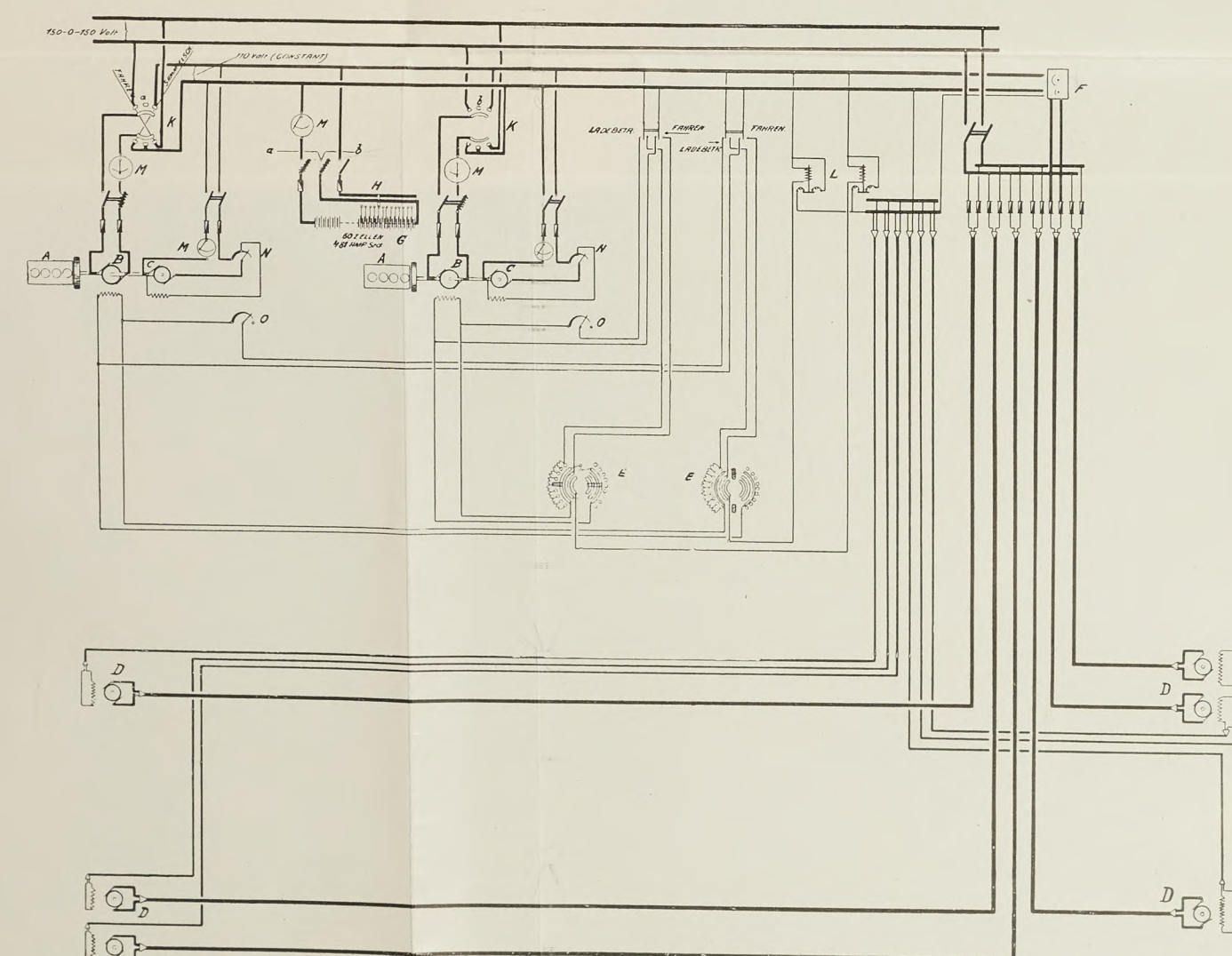


Fig. 11.

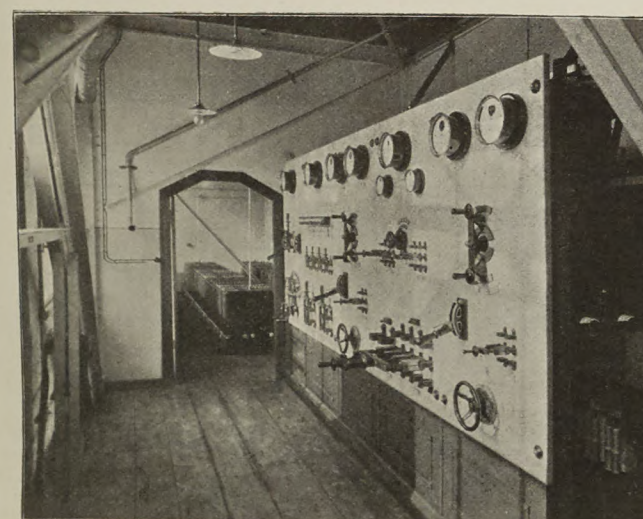


Fig. 10.

- Fig. 1. Längsschnitt.
Fig. 2. Grundriß.
Fig. 3. Querschnitt.
Fig. 4. Die drehbare Halle des Siemens-Schuckert-Luftschiffes in Biesdorf.
Fig. 5. Mittelzapfen der Halle aus Eisenbeton.
Fig. 6. Die Maschinenstation der drehbaren Ballonhalle.
Fig. 7. Vierachsiger Wagen mit zwei Elektromotoren, rechts hinten zwei zweiachsige Wagen des inneren Schienenkranzes.
Fig. 8. Der Keller für die Wasserstoffgasflaschen.
Fig. 9. Die Reparaturwerkstatt in der drehbaren Ballonhalle.
Fig. 10. Die Schalttafel in der drehbaren Halle und Blick in den Akkumulatorenraum.
Fig. 11. Schaltungsschema der Verteilung der elektrischen Energie in der drehbaren Halle des Siemens-Schuckert-Luftschiffes.

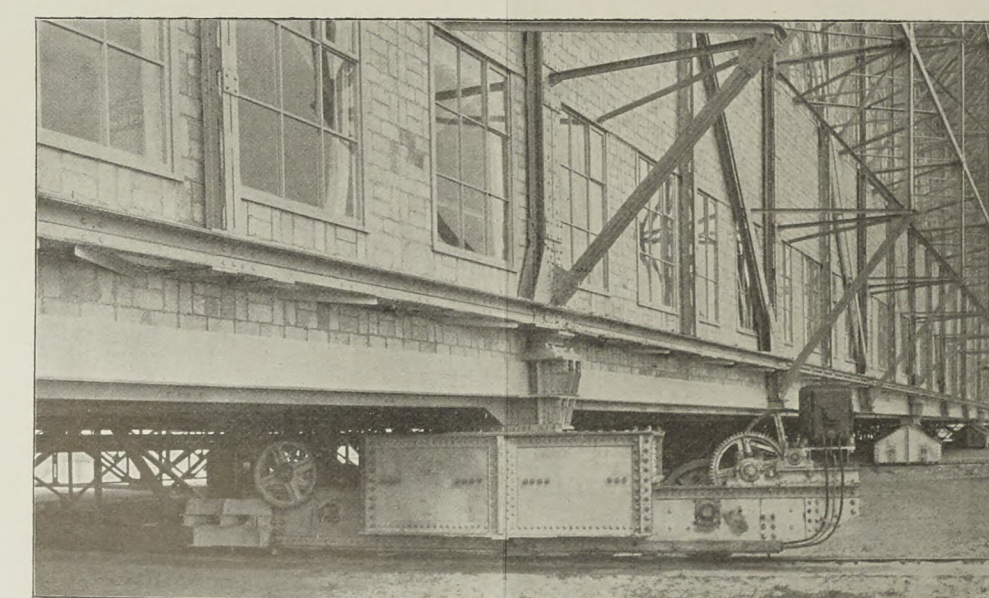


Fig. 7.

An
lie n i
del Ca
Bolog

V
auf F
Einde
(Gnor
Rossi
Mora

am 2
und

sechs
Gaub

s a g
einem
auf.
decke
11 M

24. S
Ein
ca. 2

verbe
Bie
erreic
mit

h a r
le r
mot
H ö
Zeit
Min

Flu
dem
E n
ver
stü
ein
Sch
Mc
an
Ab
Or
be
wu

zer

53

Pie
Su
Wi
Gr
Me
Ka
En
Sch
Sch
Oe
Ca
Sc
Ha

Flugschau.

Am 17. September begann der Französisch-italienische Rundflug, der von der Zeitung »Resto del Carlino« in Bologna über die Strecke Bologna—Venedig—Bologna veranstaltet worden war.

Venedig, die erste Etappe, erreichten Hauptmann Piazza auf Blériot mit Gnomemotor, Leutnant Gavotti, Etrich-Eindecker, Motor Austro Daimler, Hauptmann Moizo, Nieuport (Gnomemotor), Leutnant Roberti, Nieuport (Gnomemotor), Rossi, Blériot (Gnomemotor), Gaubert, Wright, André Frey, Morane und Dalmistro.

Die zweite Etappe, Venedig—Rimini (ca. 200 km), legten am 20. September zurück Moizo, Rossi, Gavotti, Piazza, Frey und Gaubert.

Die letzte Etappe von Rimini nach Bologna erledigten sechs Flieger, André Frey, Moizo, Roberti, Gavotti und Gaubert.

Einen neuen Höhenweltrekord mit Passagier stellte der französische Militärfieger Mahieu mit einem Voisin-Doppeldecker (50 PS Renault-Motor) auf. In dem Zeitraum von 60 Minuten erreichte der Doppeldecker 2460 m. Der Abstieg geschah im Gleitfluge und dauerte 11 Minuten.

Bei Versuchen mit drahtloser Telephonie gelang es am 24. September dem Flieger Hucks auf Blackburn-Eindecker in Cardiff, eine gute Verständigung bis ca. 20 km zu erzielen.

Den Höhenrekord mit zwei Passagieren verbesserte am 1. Oktober der Österreicher, Oberleutnant Bier auf einem Etrich-Renneindecker, in dem er 1503 m erreichte. Den Rekord hielt bis dahin der Franzose Moineau mit 900 m Höhe (17. VII. 1911).

Bei der Berliner Herbstflugwoche in Johannisthal stellte Helmut Hirth auf Etrich-Rumpler-Eindecker mit 120 PS österreichischer Daimlermotor mit 2475 m Höhe einen neuen deutschen Höhenrekord auf. Der Aufstieg ging in der sehr kurzen Zeit von 14 Minuten vonstatten, der Abstieg dauerte fünf Minuten.

Am Freitag, den 29. September, ereignete sich auf dem Flugplatz Johannisthal ein sehr bedauernswerter Unfall, bei dem wir einen unserer besten Flieger, den bekannten Kapitän Engelhardt, verloren und der Passagier Sedelmayer verletzt wurde. Nach den Untersuchungen an dem abgestürzten Wright-Zweidecker ist der Unfall auf das Reißen eines Spanndrahtes zurückzuführen, der sich dann in die eine Schraube verwickelte und deren Bruch verursachte. Da der Motor nicht rechtzeitig abgestellt werden konnte, warf die andere Schraube auf die Seite, sodaß ein Absturz unvermeidlich war. Einen ähnlichen Unfall hat schon Orville Wright mit Leutnant Sellfridge in Amerika erlitten, bei dem Orville Wright verletzt und sein Passagier getötet wurde.

Das Ergebnis der Flugwoche, die sehr gute Leistungen zeigte, ist folgendes (Flugzeug-Wettbewerb):

1. Pietschker (Albatros-Doppeldecker, 100 PS Argus) 5390,07 M.
2. Suvelack (Rumpler-Taube, 70 PS. Daimler) 4609,93 M.

Fliegerwettbewerb	Flugdauer		Gewinn
	Std.	Min.	Mk.
Pietschker (Albatros-Doppeldecker)	13	46	3716,71
Suvelack (Rumpler-Taube)	12	13	3258,79
Witte (Wright)	10	32	2809,77
Grulich (Harlau)	10	10	2711,96
Melli Beese (Rumpler-Taube)	8	52	2498,56
Kahnt (Grade)	7	32	2009,53
Engelhardt (Wright)	6	47	1818,37
Schirrmeister (Sächs. Flugzeugwerke)	5	35	1489,38
Schwandt (Grade)	5	31	1471,60
Oelerich (Sächs. Flugzeugwerke)	5	16	1404,91
Caspar (Rumpler-Taube)	5	00	1333,78
Schauenburg (Wright)	4	55	1311,55
Hanuschke (Hanuschke)	4	17	1142,61

Fliegerwettbewerb	Flugdauer		Gewinn
	Std.	Min.	Mk.
Wertheim (Grade)	3	14	862,53
Noelle (Grade)	3	06	826,96
Otto (Otto-Zweidecker)	2	10	578,10
Roever (Grade)	1	34	417,95
Steinbeck (Grade)	1	16	337,94

Die Plakette des Kaiserlichen Aeroklubs für die größte erreichte Höhe gewann Hirth.

Am dritten Tage der Flugwoche stellte Fräulein Beese auf Rumpler-Taube durch einen Flug von 2 Std. 20 Min., bei dem 825 m Höhe erreicht wurden, einen neuen Dauer- und Höhenweltrekord für Damen auf.

Zusammenstellung der besten Flugleistungen in Deutschland bis Oktober 1911.

	1909	1910	bis Oktober 1911
Einzelflug	Kapitän Engelhardt (Wright) 1:53:00 am 5. XI.	Euler (Euler) 3:16:18 am 25. X.	—
Passagierflug mit 1 Fluggast	—	Amerigo (Aviatik) 3:19:39 am 8. XII.	—
Höhe	Einzelflug Grade (Grade) 150 m am 22. XI.	Wiencziers (Blériot) 1560 m am 15. X.	Hirth (Etrich-Rumpler) 2475 m, am 1. X.
	Passagierflug —	Jeannin (Aviatik) 430 m am 27. IX.	Schendel (Dorner) 1680 m, am 9. VI.
Belastung	—	Brunnhuber (Albatros) mit 4 Fluggästen am 7. XII.	Grade (Grade) mit 5 Fluggästen, am 28. I.
Überlandflug	Latham (Antoinette-Tempelhof-Johannistal) 10 km am 27. IX.	Kapitän Engelhardt (Wright), Trier-Nancy = 154 km, 30. IX.	Hirth (Etrich-Rumpler) Nürnberg-Leipzig = 230 km, am 30. VI.
Übersee- flug	—	—	Loew (Fritzsche-Rumpler), Sonderburg-Kiel = 90 km, am 18. VI.
Stunden- durch- schnitts- geschwin- digkeit	—	—	Poulain (Poulain) 129,6 km, am 17. IV.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. L. 28 331. Gleichgewichtssteuerung für Flugzeuge u. dgl. mit einem die Steuerflächen einstellenden, zugleich die Gondel bildenden oder sonstigen Pendel. Henry Calder Lobnitz, Devonian, Engl.; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 30. 6. 09., E 21. 11. 11.

77 h. M. 39 427. Flugapparat mit Schlagflügelpaaren, die an einer parallel zu seiner Längsachse angeordneten Welle angelenkt sind. Henry Mesinger, New York; Vertr.: M. Kuhlmann, Pat.-Anw., Bochum. A 28. 10. 09., E 25. 11. 11.

77 h. K. 48 001. Luftschraube mit das Abgleiten der Luft verhindernden Querrippen. Johann Kernaull, Augsburg, Sulzerstraße 21. A 22. 5. 11, E 28. 11. 11.

77 h. T. 14 912. Drachen mit zylindrischen Tragflächen. Franz Meixner, München, Aberlestr. 22 u. Trautmann & Mayer, München, Karlspl. 13. A 7. 2. 10, E 28. 11. 11.

77 h. B. 58 621. Flügel für Luftschrauben mit nach dem Umfange hin zunehmender Steigung. Otto Baumgärtel, Dresden-Löbtau, Schillingstr. 2. A 10. 5. 10, E 2. 12. 11.

77 h. C. 18 519. Hölzerne Luftschaube. Lucien Chauvière. Paris; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner u. E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 13. 11. 09, E 2. 12. 11 (Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 26. 11. 08 anerkannt.)

77 h. F. 28 399. Antriebsvorrichtung für die Schlagflügel von Flugzeugen. Emanuel Francois Michel Farcot, St. Gratien, Frankr.; Vertr.: A. Specht, Hamburg 1. A 15. 9. 09, E 2. 12. 11. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 20. 3. 09 anerkannt.

77 h. M. 37 482. Einrichtung zur Erzielung einer kreisenden und axial schwingenden Bewegung von Schlagflügeln an Luftfahrzeugen. Adolf Michael, sen. Eilenburg. A 15. 3. 09, E 2. 12. 11.

77 h. M. 37 581. Flugzeug mit an endlosen Bändern geführten, beim Arbeitsgange ausgespannten, beim Rückgange zusammengeklappten segelartigen Flügelflächen. Walter Möker, Breslau, Matthiasstr. 36. A 23. 3. 09, E 2. 12. 11.

77 h. V. 8670. Schraubenpropeller mit um ihre Achse drehbaren Flügeln. Michael Vinogradow, Alfort, Frankr.; Vertr.: H. Neuendorf, Pat.-Anw., Berlin W. 57. A 11. 8. 09, E 2. 12. 11. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 12. 8. 08 anerkannt.

46 c. P. 25 880. Leichte Maschinenzylinder und Maschinenteile für Explosionskraftmaschinen. Dr. Wilhelm Pfannhauser, Leipzig, Schwägerichenstr. 13. A 22. 10. 10, E 14. 11. 11.

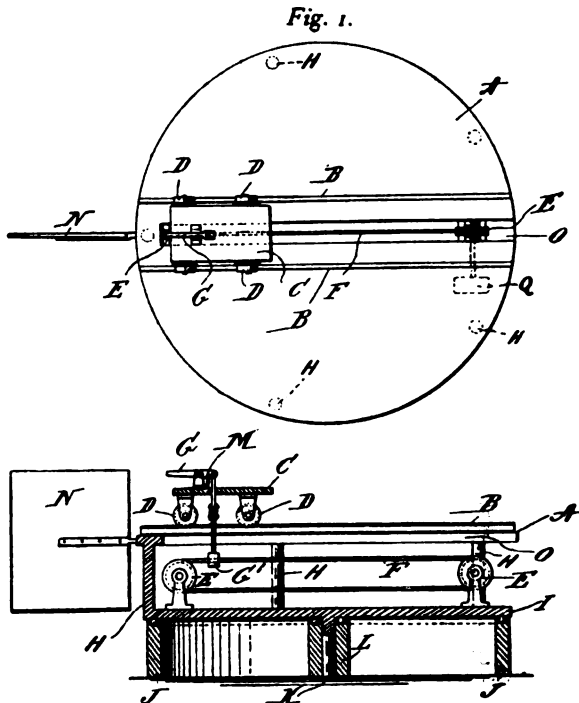
Patent-Erteilungen.

46a. 239 474. Explosionskraftmaschine mit kreisendem Kolben; Zus. z. Pat. 211 087. Georg Huscher, Berlin, Koloniestr. 129. 22. 8. 09. H. 47 912.

46b. 240 254. Verbrennungskraftmaschine, welche mit mehreren umlaufenden Zylindern mit hin- und hergehenden Kolben versehen ist. Walter Glenn Macomber, Los Angeles, V. St. A.; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11.

Auszüge aus Patentschriften.

237 589. Vorrichtung zur Einleitung des Abfluges von Flugmaschinen. James Means in Boston, V. St. A. — Die Vorrichtung soll den Abflug von Flugzeugen erleichtern. Zu dem Zwecke wird das Flugzeug auf einen Wagen C gestellt,



Zu Nr. 237 589.

welcher durch ein endloses Zugseil F in Bewegung gesetzt werden kann, z. B. durch einen Motor etc. Durch eine an den Wagen angebrachte Klemmvorrichtung G' kann der Wagen mit diesen Zugseilen F verbunden werden und erhält dadurch eine horizontale Geschwindigkeit, die sich auf das Flugzeug überträgt. Durch den Hebel G kann die Klammer ausgelöst werden. Die Schienen B, auf welchen der Wagen C mittels der Räder D rollt, sind auf einer drehbaren Plattform A angeordnet, welche Plattform auch den Antriebsmechanismus mit dem Seil F trägt. Durch eine vertikale Fläche N wird die drehbare Plattform A vom Wind stets so gestellt, daß das Flugzeug gegen den Wind anläuft.

Bücher-Besprechungen.

«Jahrbuch der technischen Sondergebiete.» Das Buch der angewandten Wissenschaft. J. F. Lehmanns Verlag, München.

Neben der reinen Forschung macht sich in unserem Zeitalter der Technik mehr und mehr das Bestreben geltend, Industrie und Gewerbe durch praktische Anwendung der wissenschaftlichen Methoden und Ergebnisse zu fördern, Sonderlehrstühle an Hochschulen und Fachschulen zu errichten, Versuchs- und Prüfungsanstalten zu verfolgen. In dem «Jahrbuch der technischen Sondergebiete» ist ein Überblick über den Stand aller technischen Sondergebiete gegeben, für jedes einzelne Gebiet sind folgende Fragen beantwortet:

Wo kann man das betreffende Sondergebiet erlernen?

Wo kann ein Fabrikant seine Waren in halbfertigem Zustand begutachten lassen, und wo kann der Käufer eine zu erwerbende oder erworbene Ware untersuchen lassen?

Wo sind praktische Berater für Errichtung und Betrieb von Fabriken, Erfindung von Neuerungen, Erstattung von Gutachten?

Wo können Gerichtshöfe, Schiedsgerichte, Patentämter, Handels- und Gewerbekammern, Patentanwälte, Großindustrielle, Fabrikanten, Handelshäuser, Stadtverwaltungen die Adressen von Sachverständigen für technische Fragen finden?

Welche besonderen Fachzeitschriften etc., Kalender und Jahrbücher gibt es? — und ähnliche Fragen, die für den Fachmann der einzelnen Gebiete und andere Interessenten von Wichtigkeit sind.

«Kunststoffe», Zeitschrift für Herstellung und Verwendung veredelter oder chemisch hergestellter Stoffe. Schriftleitung: Rr. Richard Escalles, München, Winthirstr. 35. Verlag: J. F. Lehmann, München.

Diese neue Zeitschrift wird die Fachleute der Luftfahrt deshalb interessieren, weil auch Materialien für Luftfahrzeuge besprochen werden, wie Ballon- und Äroplanstoffe, Gummi und Kunstgummi, Galatit und andere schwer brennbare durchsichtige Stoffe, die jetzt vielfach als Fenster in den Flügeln und Booten der Flugzeuge und Luftschiffe benutzt werden.

Die Luftschiffe der Welt 1911. Statistisch zusammengestellt von Joachim und Otto Frenzel, Leipzig, und W. Fröbus, Berlin. Preis M. 2.

Das Heft enthält in Tabellenform Angaben über die Systeme, Herkunft, Besitzer, Maße, Stationen usw. der einzelnen Luftschiffe und bildliche Darstellung derselben.

Jahrbuch der Motorluftschiffstudiengesellschaft 1910 bis 1911. Mit 72 Textfiguren. Verlag von Julius Springer in Berlin. Gebunden Preis M. 6.—.

Im neuen 4. Band des Jahrbuches der M. St. G. zeigt sich eine wesentliche Erweiterung des wissenschaftlichen Teiles, durch die er auch für Fachleute ein wertvolles Werk wird. Durch die Wahl eines größeren Formates wurde die Möglichkeit gegeben, die zahlreichen Figuren, Kurventafeln und photographischen Abbildungen erheblich größer und anschaulicher wiederzugeben. Geschäftsbericht und wissenschaftlicher Teil sind voneinander getrennt. Der im ersten Teil enthaltene Geschäftsbericht ist in möglichst knappe Form gefaßt und durch Fortlassung alles Unwesentlichen gekürzt worden. Der bei weitem umfangreichere 2. Teil des Buches ist den Berichten und wissenschaftlichen Abhandlungen eingeräumt. Der Bericht von Professor Dr. L. Prandtl über die Tätigkeit der Göttinger Versuchsanstalt und die wissenschaftliche Abhandlung von Dr.-Ing. O. Föppel, Aachen, über «Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten» umfassen die Ergebnisse der eingehenden Untersuchungen, welche im letzten Jahre in der Göttinger Versuchsanstalt angestellt wurden. Auszüge hieraus sind den Lesern der Zeitschrift bekannt. Geh. Regierungsrat Dr. R. Aßmann, Lindenberg, schreibt über den Warnungsdienst für Luftfahrer, die Ursachen der zahlreichen und schweren Unglücksfälle im Jahre 1910 und die Maßnahmen, welche zur Organisation eines Warnungsdienstes für Luftfahrer zu ergreifen sind. In einer Abhandlung für Luftschiffmotoren berichtet Direktor P. Daimler, Cannstadt, über die neuesten Erfahrungen, welche im verflossenen Jahre auf dem Gebiete der Motoren gemacht wurden. In einer Abhandlung über astronomische Navigation im Luftschiff wird das Instrument «Orion», dessen Patente die M. St. G. besitzt, eingehend besprochen. Die letztjährigen Fahrten der Luftschiffe P. L. 5 und 6 sind in Tabellen zusammengestellt. Der letzte Artikel bringt eine kurze Übersicht über den augenblicklichen Stand der Luftschiff- und Flugzeugindustrie in den verschiedenen europäischen Staaten. Das mit großer Sorgfalt ausgestattete Jahrbuch kann allen Interessenten bestens empfohlen werden. Im Anschluß hieran sei auf den von der «Luftfahrzeug-G. m. b. H.» Berlin-Bitterfeld herausgegebenen Katalog hingewiesen. Es ist ein reich illustriertes Buch unter dem Titel «Mit Parseval in den Lüften».

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
DR.-ING. F. BENDEMANN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.	PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR. R. EMDEN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER	DR. C. RUNGE
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN		PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. S. FINSTERWALDER	E. JOSSE	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG		PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

28. Oktober 1911.

Heft 20.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reifsner, Aachen. S. 253.
Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen. S. 255.

Über den Luftwiderstand gekrümmter Flächen. Von Ing. Dr. phil. Arthur Boltzmann. S. 257.
Neue Flugzeuge. Von Dr. Viktor Quittner, Ingenieur. Mit Tafel XI. S. 260.
Militärflugschau. S. 263. — Patentschau. S. 264.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reifsner, Aachen.

Tragschrauben. Eine dynamische obere Grenze für den Renardschen Gütegrad.

Der Renardsche Gütegrad $P^3/N^2 F q$ war, wie im letzten Abschnitt gezeigt, neben der Ermittlung der günstigsten Umdrehungszahl maßgebend für den Entwurf einer Tragschraube von gegebenem Radius und gegebener Leistung. Renard hatte mit Schrauben einer Steigung gleich $\frac{3}{4}$ des Durchmessers, aber nicht angegebener Flügelform die Zahl 1,14 erreicht, Bendemann ist bei seinen kürzlich hier veröffentlichten Versuchen mit dickköpfigen, auf der Druckseite ebenen Profilen bis 1,21 gekommen. Es ist nun sehr bemerkenswert, daß sich durch eine sehr einfache und bündige, rein dynamische Betrachtung als obere Grenze die Zahl 1,24 ergibt.¹⁾

Man stelle sich nämlich einen Tragschraubenmechanismus vor, der einen rein abwärts gerichteten d. h. nicht rotierenden Luftstrom von der Geschwindigkeit v_1 erzeugen möge. Die Einströmung in die Propellerkreisfläche finde wiederum mit der Geschwindigkeit v_0 statt. Die Stromfäden kommen an die Einströmungsstelle aus dem Unendlichen, wo die Geschwindigkeit 0 und der Druck p_0 herrscht. Es muß also, da auf dem Zwischenwege keine Kräfte wirken, die Einströmungsgeschwindigkeit v_0 nach

¹⁾ Der Renardsche Gütegrad ist im vorhergehenden durch einige Druckfehler zu $P^3/N^2 F q$ statt zu $P^3/N^2 F q$ angegeben worden. q , der Luftdruckkoeffizient der senkrecht getroffenen Platte, wird von Renard zu 0,085 angesetzt.

der Energiegleichung mit einem Unterdruck $q v_0^2/2$ verknüpft sein. Hat dagegen der Reaktionsstrahl die unveränderliche und unveränderlich gerichtete Ausströmungsgeschwindigkeit v_1 durch die ungestörte umgebende Atmosphäre bis ins Unendliche, so muß dort der Druck p_0 der ungestörten Atmosphäre herrschen. Der Satz von dem Zuwachs der Bewegungsgröße ergibt dann unter Voraussetzung einer unmittelbar vor dem Propeller axialen Zuströmungsgeschwindigkeit v_0 wiederum wie auf S. 18 dies. Jahrg. Gl. 5 für die Hubkraft

$$P = F q v_0 (v_1 - v_0) + F q \frac{v_0^2}{2} = F q v_0 \left(v_1 - \frac{v_0}{2} \right).$$

Das erste Glied des zweiten Ausdrucks bedeutet hierin den Zuwachs an Bewegungsgröße, das zweite Glied $F q v_0^2/2$ den Einfluß der Druckverminderung durch die Ansaugung, wie schon früher auseinandergesetzt.

Andererseits kann man für die Leistung N des Propellers aus dem Energiesatz schreiben

$$N = \frac{1}{2} F q v_0 v_1^2$$

Die Strömungsgeschwindigkeit v_0 möge nun durch den Schraubenmechanismus n mal vergrößert werden, so daß wir setzen können

$$v_1 = n v_0$$

Führt man dies in beide obige Gleichungen ein und eliminiert v_0 so erhält man:

$$\frac{P^3}{N^2 F q} = \frac{(2n-1)^3}{2n^4}.$$

Dieser Ausdruck wird ein Maximum für $n = 2$, d. h. bei einer Verdoppelung der Einströmungsgeschwindigkeit,

und zwar

$$\left(\frac{P^3}{N^2 F q}\right)_{\max} = \frac{27}{32}$$

Damit ergibt sich das für axiale Einströmungsgeschwindigkeit v_0 erreichbare Maximum des Renardschen Gütegrades mit der Luftdichte $\rho = 0,125$ zu

$$\frac{P^3}{N^2 F q} = \frac{P^3}{N^2 F q} \frac{\rho}{\eta} = \frac{27}{32} \frac{0,125}{0,085} = 1,24.$$

Der Bendemannsche Vorschlag, die Zahl $\sqrt[3]{P^3/2N^2 F q}$ zu benutzen, würde auf 0,75 führen (beobachtet 0,74).

Das bemerkenswert nahe Heranrücken der von Renard und besonders der von Bendemann erreichten Zahlen an die angegebene Grenze zeugt für die methodische Forschungsweise dieser Experimentatoren¹⁾.

In den vorhergehenden Kapiteln ist eine Berechnungsweise der günstigsten Flügelbreiten, Sehnen-Steigungswinkel, Ein- und Austrittstangenten der am Ort arbeitenden Luftschraube angegeben worden, die im wesentlichen wohl als richtig und vollständig angesehen werden darf. Im einzelnen möchte ich selbst schon jetzt einige Vorbehalte und Änderungsvorschläge machen, deren Berücksichtigung mir nachträglich notwendig erscheint, bevor die Ergebnisse der Berechnung mit feineren Versuchsreihen verglichen werden.

Zunächst einige Bemerkungen, die sich ohne weiteres in den früheren Rechnungsgang einfügen:

Es war gesetzt worden die spezifische Flügelvölligkeit $m = bdr c_1 / \rho dF$ und hierin das vom Flügelement bdr bestrichene Ringelement $dF = 2\pi r dr$. Der Vergleich mit Versuchen zeigt nun, daß es z. B. mit einem zweiflügligen Propeller nicht möglich ist, den ganzen Kreisumfang zu beherrschen, sondern nur etwa die Hälfte. Wir schreiben also besser für $m = bdr c_1 / \rho 2\pi r r$, wo r_2 für Zweiflügelschrauben $\sim 0,5$, und erhalten dann für alle bisher berechneten Schübe und Drehmomente nur den r -fachen Teil. Die Zahl r nimmt, wie schon aus Froudes Versuchen²⁾ hervorgeht, mit der Flügelzahl zu und könnte als Flügelzahlkonstante bezeichnet werden.

Die zweite Bemerkung betrifft die Bedeutung der Ein- und Austrittstangenten des Flügels.

¹⁾ Herr Bendemann kommt durch eine theoretische Betrachtungsweise, die er Herrn Finsterwalder zuschreibt, zu dem viel höheren erreichbaren Werte 2,9 für die Renardsche Zahl und 1 für die obige Finsterwalder-Bendemannsche Zahl. Herrn B.s Beweisführung konnte ich bisher nicht einsehen.

Durch eine briefliche Mitteilung von Herrn Prandtl habe ich mich jedoch überzeugt, daß man in einer an sich folgerichtigen Weise zu dem Finsterwalder-Bendemannschen Wert gelangt, wenn man die folgende Erscheinungsform der Propellerströmung als verwirklicht ansetzt:

1. Die Hälfte der Geschwindigkeitszunahme erfolge nicht im Propeller wie nach unserem Ansatz, sondern erst hinter dem Propeller durch entsprechende Querschnittsverengung des Reaktionsstrahls.

2. Die Entstehung des Schubes beim Durchgang durch den Propeller erfolge nicht durch Geschwindigkeitszunahme, sondern allein durch Druckzunahme der Strömung. Wie der Überdruck hinter dem Propeller sich mit der umgebenden ungestörten Atmosphäre ins Gleichgewicht setzt, wird nicht erklärt.

3. Die Strömung gehe, ohne Reibungskräfte zu erfahren, durch die ungestörte Atmosphäre hindurch.

Annahme 3. haben wir ebenfalls benutzt in der Absicht, später eine Korrektur für das Mitreißen der ruhenden Luft einzuführen. Daß dagegen die nach 1. notwendige Querschnittsverengung auf $\frac{1}{2}$ des Propellerquerschnitts erst hinter dem Propeller in freier Luft eintreten und daß die innerhalb jedes Propellers sehr fühlbare Geschwindigkeitszunahme durch eine reine Druckzunahme nach 2. ersetzt werden soll, widerspricht allen unseren Erfahrungen, so daß ich die Erreichung des Finsterwalder-Bendemannschen Wertes, der mehr als doppelt so groß als unsere Grenze und als die bisherigen Erfahrungswerte ist, für höchst unwahrscheinlich halte.

²⁾ Barnaby empfiehlt in seinem Buche »Marine Propellers« als Ergebnis von Modellversuchen r_3 für Dreiflügelschrauben gleich

Die Schwierigkeit besteht hier in der aus Festigkeitsrücksichten notwendigen Profildicke und in der daraus folgenden Zweideutigkeit der Strömungstangenten. Ob nun die hier theoretisch berechnete Tangente sich mehr der Druck- oder mehr der Saugseite zu nähern hat, hängt von der Energieverteilung zwischen den Strömungen der Saug- und Druckseite ab. Nach den theoretischen Überlegungen von Kutta und den Versuchsergebnissen von Eiffel über dünne und dicke gewölbte Flügelprofile scheint die Winkelhalbierende zwischen den Endtangenten der Druck- und Saugseite eine angemessene Vorstellung zu geben.

Bewährt sich dieser Gesichtspunkt, so sind in dem hier vorgetragenen und weiter unten auch für Fahrtschrauben vervollständigten Berechnungsverfahren zum erstenmal die bequemen Mittel angegeben, einen Schraubenflügel in seinen Umrissen, Winkelstellungen und Wölbungen von Punkt zu Punkt aufzubauen.

Zwei weitere Bemerkungen betreffen Verbesserungen, die für die Berechnung der zulässigen Flügelbreite werden vorgenommen werden müssen, um späteren Einwänden zu begegnen.

Die eine betrifft den Energieumsatz der Strömung durch den Propeller. Die aufgewandte Arbeit wird ja, wie aus den hohen tatsächlich erreichten Wirkungsgraden hervorgeht, zum größten Teil verbraucht, um geordnete Strömungsgeschwindigkeit zu erzeugen. Ein kleiner Teil geht aber sicher durch Reibung und Turbulenz der Strömung schon innerhalb des Propellers für die, eine Bewegungsgröße darstellende Strömung in Wirbeln und Wärme verloren. Dieser Teil war von uns als Reibungsarbeit längs der Flügelfläche angesetzt worden. Es wäre besser gewesen, diesen Reibungs- und Turbulenzverlust bei der Aussichtslosigkeit, seiner theoretisch habhaft zu werden, als einen gewissen, übrigens kleinen Bruchteil der gesamten Strömungsenergie anzusetzen. Die Ergebnisse ändern sich dadurch zwar nur wenig, aber die Darstellung wird unseres Erachtens dadurch befriedigender. Bei der unten gegebenen Berechnung der Fahrtschrauben wird denn auch nur von der letzteren Ansatzweise Gebrauch gemacht werden.

Schließlich muß hier betont werden, daß in den vorhergehenden Ansätzen zwar die Möglichkeit, einen Unter- oder Überdruck hinter der Schraube einzuführen, offen gelassen ist, daß aber in den bisherigen Entwicklungen der Druck im Reaktionsstrom gleich demjenigen im ungestörten Medium angesetzt wurde, da die Ausströmung in das ungestörte Medium erfolge. Man hat aber bisher die Reibung des Reaktionsstrahls an der Umgebung und die Wirkung der Zentrifugalkraft der notwendigerweise auch rotierenden Reaktionsströmung für unerheblich gehalten. Wir haben ja auseinandergesetzt, daß der Schraubenflügel nur dadurch von der Strömung ein Drehmoment erfährt, daß er derselben eine Winkelgeschwindigkeit erteilt. Den Vorgang muß man sich so vorstellen, daß aus dem im wesentlichen vollen Strömungsquerschnitt durch die Schraube beschleunigte Strömungsbänder nach hinten geschickt werden, zwischen denen sich stagnierendes, natürlich von Wirbeln durchsetztes Medium befindet. Dieses letztere muß offenbar aus kinematischen Gründen mitrotieren, benötigt dazu aber ein Drehmoment nur während der Anlaufperiode der Schraube. Die so beschriebene Rotation des Schraubenstrahls kann nur dann dauernd bestehen, wenn die Zentrifugalkraft der Strömung einen nach außen wachsenden Druck erzeugt. Da nun an dem Flügelspitzenkreis im wesentlichen der Druck des ungestörten Mediums herrscht,

1,1561 r_2 , für Vierflügelschrauben $r_4 = 1,5385 r_2$, d. h. man kann bei einer und derselben Drehzahl demselben Durchmesser und derselben Steigung mit einer Vierflügelschraube etwa die $1\frac{1}{2}$ fache Leistung aufnehmen wie mit einer Zweiflügelschraube. (Siehe auch Handbuch der Hütte Bd. II Schiffbau.)

so muß nach innen zu ein Unterdruck entstehen, wenn das Strömungsbild hinter dem Propeller möglich sein soll. Die dieser Betrachtung entsprechende Korrektur soll hier nicht durchgeführt werden, weil das Problem der Hubschraube für die nächste Zeit nicht wichtig genug ist, um die weitläufigen hierfür nötigen Rechnungen vorzutragen und weil durch diese Korrektur nur die zulässige Flügelbreite und damit die erreichbare Flächenausnutzung, und zwar merklich in den inneren Teilen schnell rotierender Schrauben beeinflußt wird.

Die folgenden Entwicklungen über Fahrtschrauben sollen allen den obigen Gesichtspunkten Rechnung tragen und damit auch zeigen, in welcher Weise ihre rechnerische Berücksichtigung für Hubschrauben vorzunehmen wäre, wenn die Aufgabe von Wichtigkeit würde.

(Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen.

I. Die Ermittlung der momentanen Eigengeschwindigkeiten von Luftfahrzeugen mit Hilfe der Pitotschen Röhre. — Die Bestimmung des Schiffswiderstandes durch den Fahrtversuch.

Von Dipl.-Ing. A. Frhr. v. Soden und Dipl.-Ing. Cl. Dornier. (Schluß.)

Anwendung der Gleichungen auf die Ergebnisse der Fahrtversuche.

a) Die Bestimmung des Fahrtwiderstandes durch den Auslaufversuch.

Die Maschinen wurden bei verschiedenen Geschwindigkeiten v_0 des Schiffes gestoppt und vom Momente des Stoppens ab die Geschwindigkeiten mittels der Pitotröhre in bestimmten Zeitintervallen gemessen. Temperatur und Barometerstand waren bei sämtlichen Versuchen annähernd gleich, und zwar

$$b = 727 \text{ mm Hg und } t = 13,5^\circ \text{ C.}$$

In Fig. 11 sind, zur Zeit als Abszisse, die auf vier Fahrtversuchen gemessenen Geschwindigkeiten als Ordinaten aufgetragen. Es liegen noch mehr Versuchswerte vor,

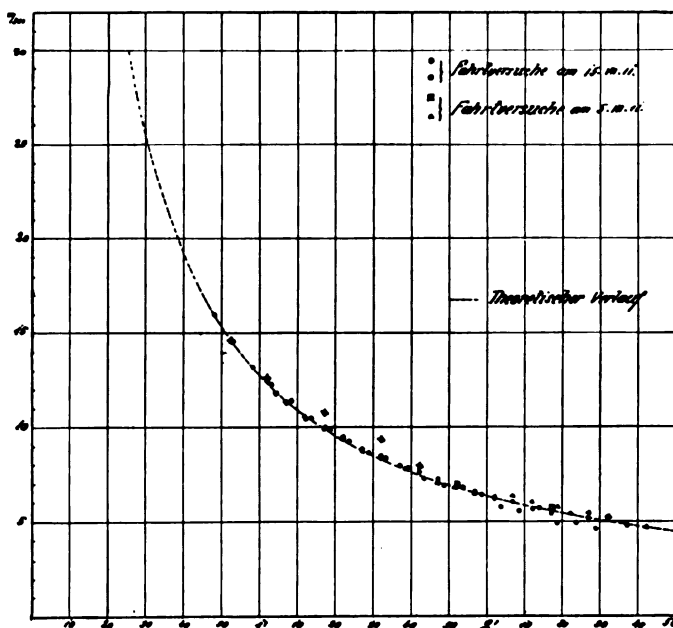


Fig. 11.

doch konnten dieselben in das Diagramm nicht aufgenommen werden, da die Punkte der verschiedenen Versuchsreihen direkt zusammenfallen.

Das gleichzeitige Stoppen der Maschinen in der vorderen und hinteren Gondel bereitete einige Schwierigkeiten und es konnten deshalb vorerst zuverlässige Werte von v erst von ca. 16 m/sec. ab gemessen werden. Geschwindigkeiten unter 5 m/sec. konnten bisher, des Manometers wegen, nicht gemessen werden.

Aus Gleichung (3) wurde mit Hilfe der beim Auslaufen gemessenen Werte von t und v der Luftwiderstandskoeffizient des L. Z. 10 ermittelt zu

$$c = 2,60 \quad \text{kg m}^{-2} \text{ sec}^2$$

und zwar ergab sich, daß innerhalb der Grenzen 17 bis 5 m/sec. der Luftwiderstandskoeffizient konstant war. Durch die nachfolgenden Anfahrversuche erscheint es sehr wahrscheinlich, daß c auch über 17 m/sec., wenigstens bis zu 19 m/sec. konstant bleibt.

In das Diagramm Fig. 11 ist der theoretische Verlauf von v nach Gleichung (2) für $c = 2,60$ eingetragen. Die erzielte Übereinstimmung ist wie ersichtlich eine recht befriedigende.

Nach den letzten Mitteilungen der Göttinger Modellversuchsanstalt in Heft 13, Jahrgang II, dieser Zeitschrift, ergaben, im Gegensatz zu den vorliegenden Ermittlungen, Versuche mit verschiedenen Modellen stets einen, mit wachsender Geschwindigkeit, abnehmenden Luftwiderstandskoeffizienten. Die Gestalt der dort untersuchten Modelle weicht jedoch wesentlich von der Form des L. Z. 10 ab. In Heft 11, Jahrgang I, dieser Zeitschrift, ist der Luftwiderstand für ein mit I bezeichnetes Modell angegeben, dessen Form der des L. Z. 10 näher kommt. Der an diesem Modell gemessene Gesamtwiderstand wurde von ca. 5 m/sec. aufwärts ebenfalls annähernd konstant gefunden. Um einen direkten Vergleich des Luftwiderstandes des L. Z. 10 mit den, von der Göttinger Versuchsanstalt gefundenen, dimensionslosen Größen der Luftwiderstandszahlen, zu ermöglichen soll c noch in ξ umgerechnet werden. Es ist:

$$\xi = \frac{c \cdot G}{\gamma \cdot V^2 / 3} = 0,0326$$

ein verhältnismäßig niedriger Wert,* wenn man bedenkt, daß die Göttinger Messungen für die aus Kupfer hergestellten, vollständig glatten Modelle im günstigsten Falle ein

$$\xi = 0,0130$$

ergaben und daß bekanntlich der Luftwiderstand von Stoffmodellen fast doppelt so groß ist wie der, der auf galvanoplastischem Wege hergestellten Metallmodelle. Würde man von dem ξ des L. Z. 10 die doppelte Zahl des günstigsten von der Modellversuchsanstalt gemessenen Wertes von ξ abziehen, so bliebe für den Widerstand der Steuerung, Aufhänge und Spannseile und Propellergerüste usw. ein Wert

$$\xi_1 = 0,0066 \sim 20\%$$

des Gesamtwiderstandes, der, im Gegensatz zu den sonst üblichen Anschauungen (ξ_1 bis 100% von ξ), wohl sehr klein ist. Auf jeden Fall haben die Versuche gezeigt, daß die Widerstandszahl des L. Z. 10 bedeutend kleiner ist, als nach den Versuchen an Modellen zu erwarten war.

b) Anfahrversuche.

Die Maschinen wurden bei verschiedenen Geschwindigkeiten v_0 des Schiffes angelassen und vom Momente des Anlaufens ab die Geschwindigkeiten wieder mittels der Pitotröhre gemessen. Aus den früher erörterten Gründen konnten unter 5 m/Sek. keine zuverlässigen Werte von v gemessen werden. Temperatur und Barometerstand waren dieselben wie bei den vorhergehend beschriebenen Auslaufversuchen.

In dem Diagramm Fig. 12 sind wieder die Geschwindigkeiten als Ordinaten zu den Zeiten als Abszissen aufgetragen.

Um die Gleichungen für das Anfahren benutzen zu können, müssen die Schübe bei den verschiedenen Ge-

Anfahrkurven mit den Kurven des theoretischen Verlaufes.

In Fig. 12 sind mit gestrichelten Linien die Kurven des theoretischen Verlaufes für $c = 2,60$ und die, in der Tabelle enthaltenen, Schübe eingezeichnet. Die Kurven sind stets von der Anfangsgeschwindigkeit aus gerechnet und ergeben, gerade im Bereiche der höheren Geschwindigkeiten, also bei annähernder Volleistung der Maschinen, eine recht gute Übereinstimmung mit den gemessenen Werten. Im Beginne des Anfahrens liegen die Punkte des theoretischen Verlaufes über den tatsächlich gemessenen. Der Grund hiervon ist in folgendem zu suchen:

Die theoretischen Kurven sind mit dem, der vollen Leistung der jeweilig arbeitenden Maschinen entsprechenden, Schübe gerechnet. Tatsächlich brauchen die Motoren natürlich eine gewisse Zeit, um auf die, ihrer maximalen Leistung entsprechende, Tourenzahl zu kommen. Es ist also eine Korrektur der gestrichelt gezeichneten Kurven nötig. Zu diesem Zwecke wurden,

gleichzeitig mit der Messung der Geschwindigkeit, die Tourenzahlen der Motoren aufgenommen. Mit Hilfe der am Versuchsstande ermittelten Leistungskurve konnte dann, wie aus Diagramm Fig. 13 ersichtlich, das Anwachsen der Leistung ermittelt werden. Die strichpunktiert eingezeichneten Kurven geben die Korrektur der gestrichelten Kurven auf Grund der veränderlichen Leistungen.

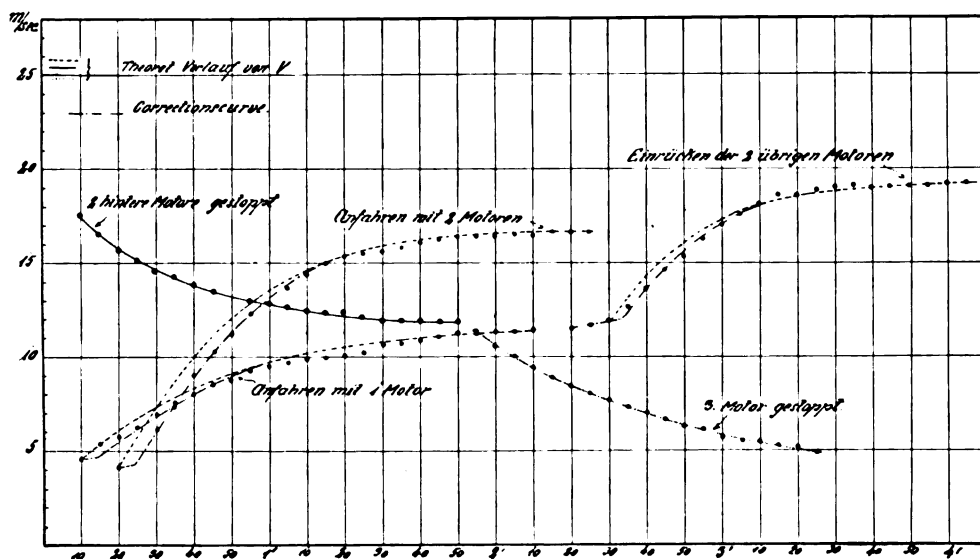


Fig. 12.

schwindigkeiten bekannt sein. Zwischen dem Schube und der Geschwindigkeit bzw. dem Gesamtwirkungsgrade bestehen die, bei der Ableitung der Gleichungen angeführten Beziehungen

$$S = c v^2$$

und

$$\eta_0 = \frac{S \cdot v}{75 \cdot N_m} = \frac{c v^3}{75 \cdot N_m}$$

Unter der Annahme, daß das, aus den Auslaufversuchen ermittelte c , auch für die Fahrt mit eigener Kraft gilt, können mit Hilfe der obenstehenden Gleichungen die Wirkungsgrade η_0 und die, den mit 1, 2 und 3 Maschinen erreichten Maximalgeschwindigkeiten entsprechenden Schübe ohne weiteres ermittelt werden. Die so ermittelten Zahlen sind in der Tabelle III zusammengestellt.

Tabelle III.

Versuchs-Nr.	Datum	Motoren						Gesamt-Leist. PS	v m/sec	Schub kg	Gesamtwirkungsgrad η_0
		Vorderer		Steuerbord		Backbord					
		n	PS	n	PS	n	PS				
III	15. VII. 11	1150	148	1250	153	1250	153	454	19,3	980	0,55
	"	0	0	1100	145	1100	145	290	16,6	718	0,55
	"	980	136	0	0	0	0	136	11,3	337	0,38

Die Werte von η_0 und S sind allerdings nur mit Vorbehalt zu gebrauchen, denn die Annahme, daß c sich bei arbeitenden Propellern von dem, durch Auslaufversuche ermittelten Werte nicht unterscheidet, ist willkürlich und bedarf noch der Begründung. Auch die Ermittlung der Motorleistung, besonders bei Fahrt mit drei Maschinen, ist nicht ganz einwandfrei, denn dieselbe wurde mit Hilfe der auf der Fahrt beobachteten Tourenzahlen nachträglich aus der, auf dem Versuchsstand aufgenommenen, Leistungskurve der Motoren entnommen.

Jedenfalls sind aber die ermittelten Werte von η_0 eher zu ungünstig, denn die Motorleistung kann in keinem Falle größer gewesen sein als die in Rechnung gesetzte.

Eine gewisse Bestätigung, daß sich c bei der Fahrt mit eigener Kraft nicht oder doch nur unwesentlich änderte, erhält man nun durch Vergleich der aufgenommenen

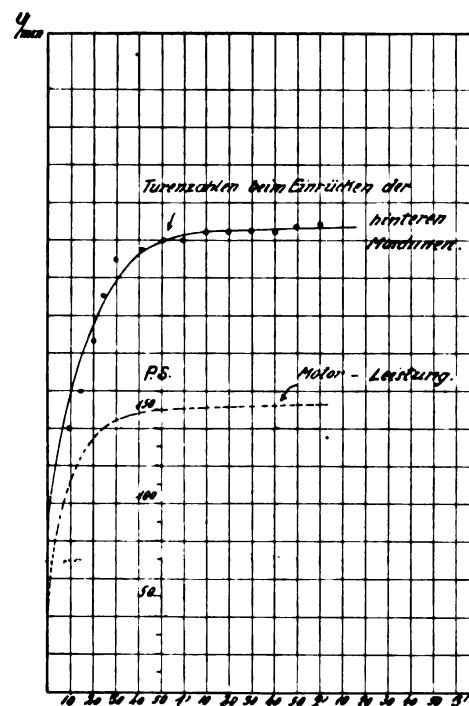


Fig. 13.

Einen weiteren Beleg dafür, daß sich c bei der Fahrt mit eigener Kraft nicht wesentlich geändert hat, gibt die ausgezogene Kurve. Dieselbe entspricht einem Fahrtversuche, bei welchem die zwei hinteren Motoren gleichzeitig gestoppt wurden, während die vordere Maschine weiterarbeitete. Die Kurve ist gerechnet nach Gleichung (5) mit $c = 2,60$.

Der vorliegende Fall ist ganz verschieden von den bisher betrachteten Auslauf- und Anfahrversuchen und trotzdem ist zwischen den gemessenen Werten von v und der gerechneten Kurve eine fast vollständige Übereinstimmung vorhanden.

Zum Vergleiche sind dann auf Fig. 12 noch die Punkte eingetragen für die Geschwindigkeitsabnahme beim Stoppen des dritten Motors. Die punktierte Kurve gibt den theoretischen Verlauf nach Gleichung (2).

Sehr beachtenswert ist der Unterschied im Verlaufe der Kurve beim Stoppen der hinteren Maschinen von dem der Kurve für das vollständige Auslaufen. Offenbar darf man sich die obere Kurve nicht entstanden denken durch Überlagerung der Auslaufkurven für zwei Motoren und der, dem dritten Motor entsprechenden, konstanten Fahrtgeschwindigkeit.

Anhang: Bestimmung des Drehkreisdurchmessers.

Zur Beurteilung der Manövrierfähigkeit eines Schiffes ist die Kenntnis des Drehkreisdurchmessers bei verschiedenen Geschwindigkeiten von großem Werte. In Diagramm Fig. 14 sind die momentanen Eigengeschwindigkeiten vom Beginne des Steuerlegens bis zum Zeitpunkte einer Schiffsdrehung von 360° als Funktion der Zeit aufgetragen. Es wurden, wie ersichtlich, drei verschiedene Fahrtversuche ausgeführt:

- Versuch I: 3 Maschinen. Hart Backbord
- » II: 2 » » »
- » III: Steuerbordmaschine, Drehung nach Steuerbord.

Die Zeit, welche benötigt wurde, um eine Drehung von 360° zu erreichen, betrug bei

- Versuch I: 2 Minuten 13 Sekunden
- » II: 2 » 14 »
- » III: 4 » 25 »

Wie aus Diagramm 14 ersichtlich, wird die Bewegung erst einige Zeit nach dem Ruderlegen eine gleichförmige. Die Geschwindigkeit während des Drehens ist deshalb als Mittelwert aus der zweiten Hälfte der Drehung bestimmt und für

- Versuch I: zu $v_m = 15,0$ m/sec.
- » II: » » = 12,4 »
- » III: » » = 9,6 »

gefunden worden

Für die entsprechenden Drehkreisdurchmesser erhält man dann für

- Versuch I: $D = 640$ m
- » II: $D = 530$ m
- » III: $D = 810$ m.

Dies sind natürlich nur Annäherungswerte, da das Schiff nicht genau kreisförmige Bahnen beschreibt und auch die Geschwindigkeit während des Drehens nicht konstant ist.

Es möge hier erwähnt werden, daß der Drehkreisdurchmesser des I. Z. 10, für Fahrt mit zwei Maschinen bei hartgelegtem Ruder, durch einen früheren Versuch mittels Auswerfens von Sandsäckchen in gleichen Zeitabständen gefunden wurde zu ca. 550 m.

Zusammenfassung.

Die Verwendbarkeit der Pitotröhre zur Messung der momentanen Eigengeschwindigkeiten von Luftfahrzeugen wird durch Versuche dargetan. Die Konstruktion eines brauchbaren Manometers zur Messung des Luftdruckes wird beschrieben. Aufstellung von Bewegungsgleichungen.

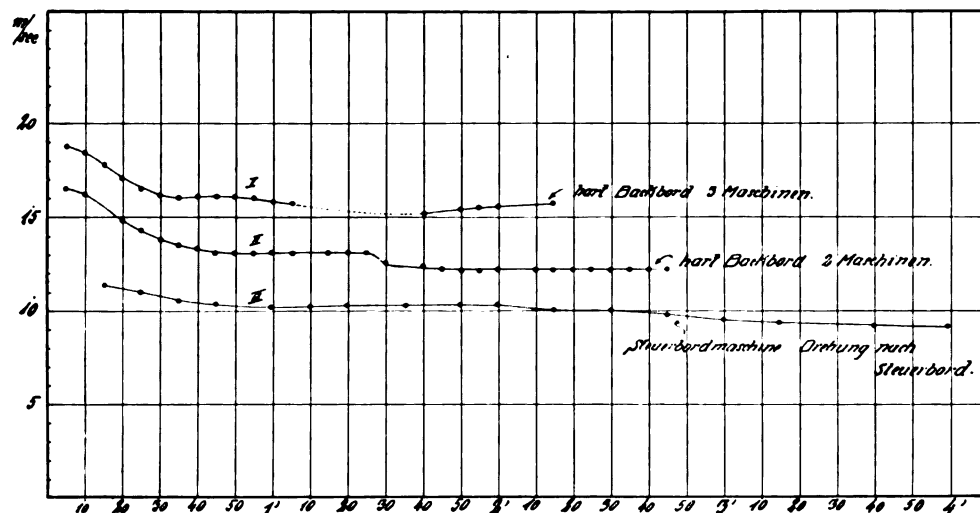


Fig. 14.

Ermittlung des Luftwiderstandes durch Fahrtversuche unter Zuhilfenahme dieser Gleichungen. Wirkungsgrade. Drehkreise.

Vornahme und Veröffentlichungen ähnlicher Fahrtversuche mit Luftschiffen anderer Systeme wären für die Klärung der Luftwiderstandsfragen zu begrüßen.

Über den Luftwiderstand gekrümmter Flächen.¹⁾

Von Ing. Dr. phil. Arthur Boltzmann.

Aus dem II. physikalischen Institute der k. k. Universität Wien.

In vorliegender Arbeit wurde die jeweilige Lage, Richtung und Größe der Resultierenden des Luftwiderstandes von rechteckigen Flächen verschiedener Krümmung, welche unter verschiedenen Einfallswinkeln einem Luftstrom ausgesetzt waren, durch Wägungen und Druckbeobachtungen ermittelt.

Der Luftstrom wurde durch eine 2250 mm lange und 500 mm weite Röhre R (Fig. 1) geführt. Am rückwärtigen Ende derselben wurde die Luft mittels eines Blackmann-Ventilatorrades V von 480 mm Durchmesser in die Röhre gepreßt.

Von der Röhre war der Hauptteil aus Weißblech, das vordere, 300 mm lange Ende K war aus starkem Karton und konnte abgenommen werden. Eine Gesamtansicht der Versuchsanordnung gibt Fig. 2.

Beim Anlassen des Motors zeigte der Luftstrom in der Röhre eine starke Drehbewegung. Dieselbe wurde mittels Papierschnitzel und Tabakrauch konstatiert, der durch eine lange Glasröhre in den Strom geblasen wurde. Um diese Drehung zu kompensieren, wurde ein Leitrad ähnlich einem Turbinenrad aus starkem Karton geformt, dessen Schaufeln denen des Ventilatorrades entgegen gekrümmt waren. Der 100 mm hohe Umhüllungszyylinder paßte streng in die Röhre. Die Anzahl der Schaufeln und die Krümmung derselben wurde so lange vergrößert, bis der Luftstrom keine Drehung mehr zeigte. Vor dieses Leitrad wurden einige Kreuze aus Kartonlamellen, vor diese einige Organtinnetze gegeben.

Der Luftstrom wurde so weit abgeglichen, daß die Abweichungen der Geschwindigkeit vom Mittelwert im Quer-

¹⁾ Mit einigen Änderungen nach den Sitzungsber. d. Kais. Akad. d. Wissenschaften in Wien, Math.-naturw. Klasse; Bd. CXIX, Abt. IIa., Juni 1910.

schnitt der untersuchten Fläche in deren Bereich 1 bis 2% nicht überschritten. Gegen den Rand der Röhre erreichten sie zeitweise auch 4%. Der Luftstrom war Änderungen mit der Zeit unterworfen; so mußten z. B. die Netze alle drei bis vier Wochen von der sie verlegenden Staubschicht befreit werden.

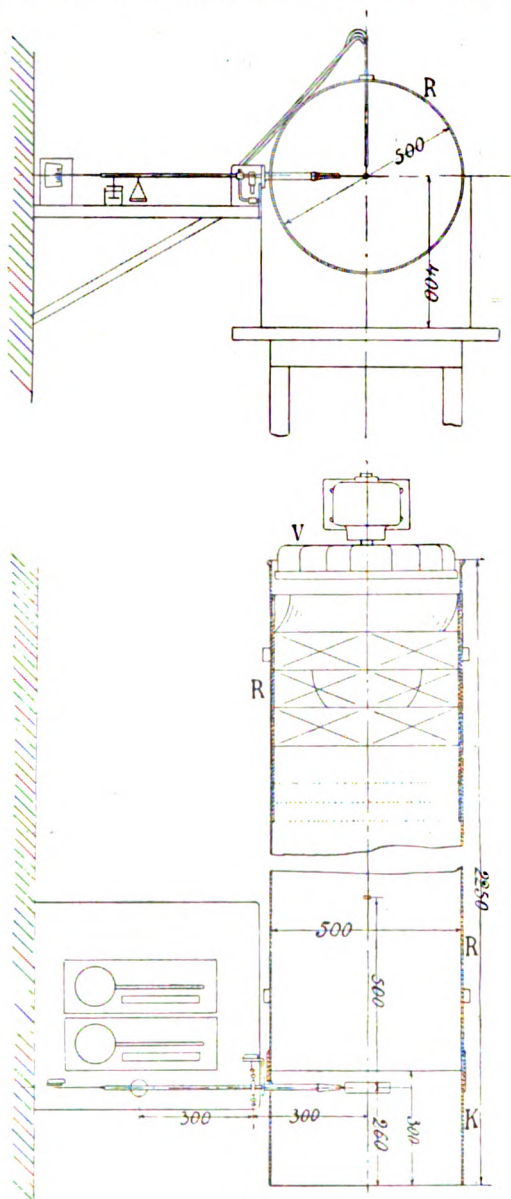


Fig. 1.

Diese merkte man am größeren Strombedarf des Motors zur Erzeugung der gleichen Windgeschwindigkeit.

Geschwindigkeits- und Druckmessung.

Die Geschwindigkeit des Luftstromes wurde nach der Methode Prof. G. Recknagels¹⁾ mit Stauscheiben manometrisch gemessen.

Ein Pneumometerkopf war ständig 760 mm vom vorderen Ende des Luftkanals in dessen Mitte postiert. Dieser diente zur kontinuierlichen Messung der Geschwindigkeit des Luftstromes. Die zu untersuchenden Flächen wurden 260 mm vom Ende des Luftkanals entfernt in die Mitte desselben gehalten. Es war also der Pneumometerkopf 500 mm vom Untersuchungsobjekt entfernt.

Die Genauigkeit der Einstellung der benutzten Mikro-manometer betrug im Mittel 0,01 mm Wasser.

Um den Luftwiderstand der Untersuchungsflächen aus dem auf sie wirkenden Druck zu messen, wurden diese mit

¹⁾ G. Recknagel, Die Verteilung der Luftgeschwindigkeit über den Querschnitt eines Rohres. Verhandl. der Ges. deutscher Naturforscher und Ärzte, München 1899, I. Teil, S. 76. — Ferner O. Krell, Hydrostat. Meßinstrumente. Berlin, J. Springer, 1897.

einer geradlinigen Reihe von Löchern von 0,4 bis 0,6 mm Durchmesser versehen. Bei den rechteckigen Flächen wurden acht derartige Löcher längs des kürzeren Mittelschnittes gebohrt, welche an Stellen größerer Krümmung geringeren Abstand hatten. Die äußersten Löcher waren 1 mm vom Rand entfernt. An einer Seite der Fläche wurden an diese Löcher Messingröhrchen mit Siegellack angekittet. Ein Einfluß dieser Röhrchen auf den Druck an der anderen Flächenseite wurde nur bei den Flächen beobachtet, welche vorne sehr stark gekrümmt waren. Hier wurde das vorderste Röhrchen schief abgeschnitten und war knapp an der Fläche nach rückwärts gekrümmt, so daß es der Luft eine möglichst geringe Fläche bot.

An die Röhrchen wurde bei der Messung der Reihe nach ein dünner Gummischlauch gesteckt, welcher mit einem Manometer verbunden war. An die andere Seite des Manometers wurde eine parallel dem Luftstrom in der Nähe des Kanal-

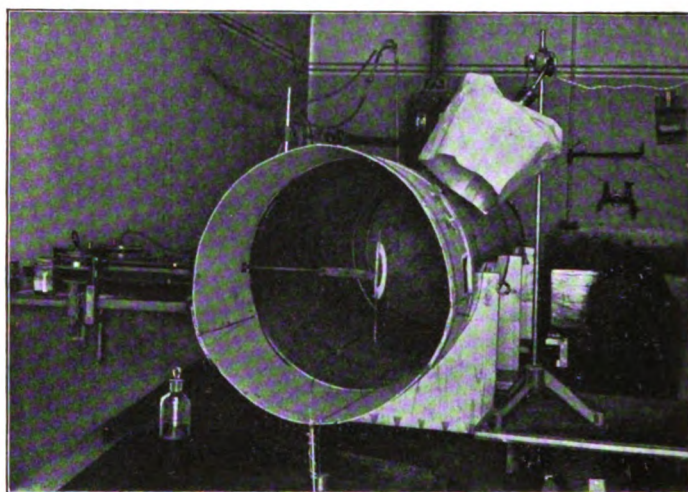


Fig. 2.

randes angebrachte Messingröhre angeschlossen. Dieselbe war, gegen die Stromrichtung allmählich verlaufend, zugespitzt. Im zylindrischen Teile besaß die Röhre vier feine Löcher. Das rückwärtige Ende, ebenfalls etwas konisch, ging in ein dünneres Halterohr über. Es zeigte sich, daß am Orte der Untersuchungsfläche in der Kanalmitte und an dem der Druckmeßröhre, welche im selben Kanalquerschnitt angebracht war, der gleiche statische Druck herrschte.

Wägungen.

Durch Wägung wurden die Vertikal- und Horizontalkomponenten der Luftwiderstände direkt ermittelt. Die zu untersuchende Fläche war mit einem angelöteten Stiel an eine Röhre gesteckt, welche als Wagebalken diente. Die Mitte des letzteren war im Mittelpunkt eines Ringes von größerem Durchmesser befestigt, der zwischen zwei Stahlspitzen drehbar gehalten wurde. Zur Messung der Vertikalkomponenten war die Achse der Spitzen horizontal. An der anderen Seite des Wagebalkens wurde eine Wagschale in gleicher Entfernung von der Drehachse, wie die Mitte der untersuchten Fläche angehängt. An diesem Wagebalkenende war ein Zeiger angebracht, der an einer vertikalen Skala spielte. Die halbe Wagebalkenlänge betrug 300 mm.

Zur Messung der horizontalen Luftwiderstandskomponenten war die Achse der Spitzen vertikal. Zur Wägung wurde obiger Wagebalken mit einem in vertikaler Ebene drehbaren Winkelhebel (Fig. 3) kombiniert. Am Ende des horizontalen Armes desselben hing die Wagschale. Am Knie des Winkelhebels war eine Stahlschneide angebracht, welche in einer ebensolchen Pfanne ruhte. Der vertikale Arm des Winkelhebels reichte zum Wagebalken hinauf. Sein oberes Ende bildete eine Gabel, deren Zinken innen mit vertikalstehenden Stahlschneiden ausgestattet waren, so daß der röhrenförmige Wagebalkenarm mit geringem Spiel dazwischen gehalten wurde. Die Ableseskala war hier horizontal unter demselben Zeiger angebracht. Der in den Luftstrom reichende Teil des

Wagebalkens war von einer Schutzröhre umgeben, welche beim Stiel der Fläche in eine engere Schutzrinne überging.

Der Wagebalken wurde bei ruhiger Luft auf den Nullpunkt der Skala ausbalanciert. Durch unterhalb der Drehungsachsen angebrachte Gewichte wurden die Wägevorrückungen stabilisiert und ihre Empfindlichkeit reguliert. Die

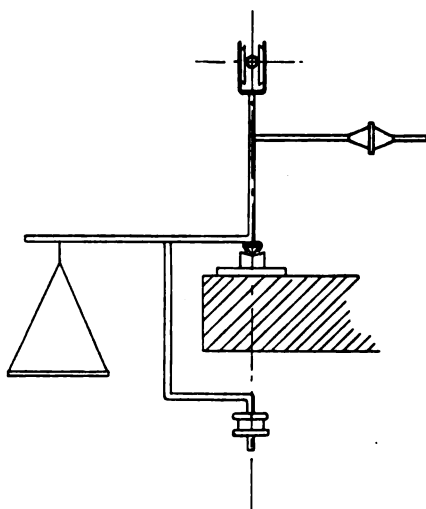


Fig. 3.

Schwingungen wurden durch angebrachte Bleche, welche in Wasser tauchten, gedämpft. Es wurde auf 10 mg, bei geringen Belastungen auch auf 5 mg genau gewogen. Die größten beobachteten Belastungen blieben etwas unter 2 g.

Die Beobachtungen und ihre Berechnung.

Im vorhergehenden wurden die zu den Messungen benutzten Apparate angegeben, es soll nunmehr zur Besprechung der Beobachtungen selbst und ihrer Reduktion übergegangen werden. Die Beobachtungsergebnisse werden in der Form der Koeffizienten k des Luftwiderstandes gegeben nach der Gleichung

$$P = k \frac{\gamma}{g} F v^2 \quad (1)$$

in welcher P den Luftwiderstand in Kilogramm, γ das spezifische Gewicht der Luft, g die Erdbeschleunigung, F den Inhalt der Fläche in Quadratmeter und v die Geschwindigkeit in Meter pro Sekunde bedeutet. Letztere wurde nach der Recknagelschen Gleichung

$$p = 1,37 \gamma \frac{v^2}{2g} \quad (2)$$

berechnet, in welcher p die am Pneumometerkopf gemessene Druckdifferenz in Millimeter Wasser bedeutet. Der Koeffizient 1,37 wurde von G. Recknagel und O. Krell für verschiedene Pneumometer wiederholt einer Überprüfung unterzogen. Von einer weiteren Untersuchung dieser Zahl wurde abgesehen und wurde sie als für die Zwecke der vorliegenden Arbeit hinreichend genau in die Rechnung eingeführt.

Setzt man v aus der Recknagelschen Gleichung in die Gleichung (1) ein, so erhält man sofort den Koeffizienten k

$$k = \frac{P}{pF} \cdot \frac{1,37}{2}.$$

Der Luftwiderstand P wurde einerseits durch Wägung unmittelbar bestimmt. Bei den Druckbeobachtungen hingegen wurden zuerst aus den beobachteten Einzeldrücken p' die Konstanten $k' = \frac{p'}{p} \cdot \frac{1,37}{2}$ berechnet, welche auf die Geschwindigkeit von 1 m pro Sekunde bezogen sind. Aus diesen wurden dann die Zahlen k durch graphische Integration, welche bei der ebenen Fläche noch mit einem Planimeter kontrolliert wurde, bestimmt.¹⁾

¹⁾ In der inzwischen erschienenen Arbeit: Bestimmung der Geschwindigkeit und des Druckes bewegter Luft in Rohrleitungen (Mit-

Vor dem Beginn der eigentlichen Beobachtungen wurde untersucht, bis zu welcher Größe mit einer senkrecht in den Strom gestellten Fläche ohne merklichen Einfluß der Kanalwände gegangen werden durfte. Zu diesem Zwecke wurden der Reihe nach Kreisflächen mit steigendem Durchmesser senkrecht in den Luftstrom gestellt. Durch Wägung wurden die Koeffizienten k als Mittelwerte aus mehreren Beobachtungen ermittelt. Der mittlere Fehler der einzelnen Beobachtung erreichte bei den größeren Flächen den Betrag von 3%. Die Werte für k sind mit den Angaben über die Flächen in Tabelle I zusammengestellt. Von der Kreisfläche mit dem Durchmesser von 8 cm, resp. dem Inhalt von 50,27 qcm ab erkennt man ein merkliches Steigen von k . Als Größe der zu untersuchenden Rechteckflächen wurde etwas weniger, und zwar 36 qcm, gewählt.

Tabelle I.

Art der Fläche	Dimensionen in cm	Flächeninhalt in qcm	k
Kreisfläche	1 ϕ	0,79	0,613
	2	3,14	0,606
	3	7,07	0,599
	4	12,57	0,599
	6	28,27	0,599
	8	50,27	0,613
	9	63,62	0,629
	10	78,54	0,629
	2 \times 8	16,00	0,621
	3 \times 12	36,00	0,629
Rechteck			

Die Beobachtungen wurden bei einer Geschwindigkeit des Luftstromes von 2,4 bis 2,6 m pro Sekunde ausgeführt. Ihre Durchführung fiel in die Zeit von Anfang Mai bis Mitte August 1909.

Es wurde vor und nach den Luftwiderstandsmessungen, bei länger dauernden Messungsreihen in angemessenen Intervallen, mit einer zweiten Stauscheibe die Beziehung zwischen der Geschwindigkeit des Luftstromes am Orte der Untersuchungsfläche zur Angabe des fixen Pneumometerkopfes ermittelt. Diese Größe wurde an den Angaben des letzteren als Korrektur angebracht. Um die Ungleichmäßigkeit des Luftstromes so weit als möglich zu eliminieren, wurde diese Korrekturgröße als Mittelwert aus Messungen am Orte der Fläche von Zentimeter zu Zentimeter bestimmt. Bei den Wägungen wurden die Unterschiede zwischen den Pneumometerdifferenzen an den Punkten rechts und links von der Flächenmitte mit dem mittleren Werte der Pneumometerdifferenz am Orte der Flächenmitte berechnet. Diese Zahlen wurden noch mit dem Quotienten aus dem Abstände des betreffenden Punktes von der Wagebalkendrehachse in den Abstand der Flächenmitte multipliziert. Mit Hilfe des Mittelwertes der so erhaltenen Zahlen und der Pneumometerdifferenz der Flächenmitte wurde dann die Korrektur berechnet.

Die vergleichenden Versuche der gekrümmten Profile wurden an acht verschiedenen Formen ausgeführt. Alle Flächen waren aus demselben Weißblech von 0,4 mm Stärke geschnitten. Die Vorder- und Hinterkanten waren mit der Feile zugeshärft. Die näheren Angaben über dieselben und

teilungen der Prüfungsanstalt für Heizungs- und Lüftungseinrichtungen der kgl. techn. Hochschule zu Berlin, Heft 1, 1910), wurde für den Koeffizienten, welcher von Recknagel und Krell in den oben zitierten Abhandlungen für in Röhren strömende Luft mit 1,37 angegeben wurde, die vorläufige Zahl 1,50 gefunden, und werden weitere Versuche in dieser Richtung durch den Ausschuss des Vereines deutscher Ingenieure zur Aufstellung von Regeln für Leistungsversuche an Ventilatoren und Kompressoren in Aussicht gestellt. Das Resultat dieser Versuche dürfte dann allenfalls auch eine Berichtigung der Absolutwerte der im folgenden angegebenen Zahlen für k durch Multiplikation mit einem Faktor erheischen resp. ermöglichen.

Bemerkt sei noch, daß für eine Kreisfläche von 4 cm Durchmesser in der vorliegenden Arbeit das Verhältnis des Druckes in der Mitte der dem Strom zugekehrten Seite zu dem der abgekehrten mit 1:0,55 gefunden wurde.

ihre Bezeichnungen sind in Tabelle II zusammengestellt; in Fig. 4 sind die Profile in natürlicher Größe wiedergegeben.

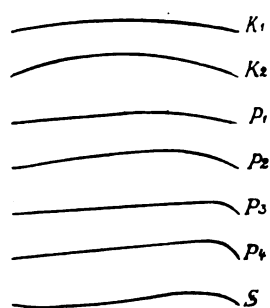


Fig. 4.

Die erste Form *E* war ein ebenes Rechteck von 3×12 cm. Die Projektionen der anderen Flächen waren mit dieser flächengleich, so daß die Sehnen der Bögen 3 cm, die Längen der Erzeugenden 12 cm lang waren. Es wurden zwei kreisförmig gekrümmte Profile von verschiedenem Radius, ferner zwei Paare parabolisch gekrümmter Profile untersucht. Beim zweiten Paare der Parabelflächen war die größte Pfeilhöhe weit nach vorne gerückt. Die Parabelflächen wurden stets so in den Strom gehalten, daß die stärker gekrümmte

Seite diesem zugekehrt war. Die letzte untersuchte Fläche *S* hatte doppelte Krümmung. Hier war die stärker gewölbte Profilseite dem Luftstrom zugekehrt.

Tabelle II.

Art des Profils	Bezeichnung der Fläche	Pfeilhöhe Sehnenlänge	Abstand der größten Pfeilhöhe dividiert durch Flächenbreite
Ebene	<i>E</i>	—	—
Kreis	K_1	$\frac{1,4}{30} = \frac{1}{21,4}$	$\frac{1}{2}$
	K_2	$\frac{2,85}{30} = \frac{1}{10,5}$	$\frac{1}{2}$
Parabel	P_1	$\frac{1,5}{30} = \frac{1}{20}$	$\frac{1}{2,61}$
	P_2	$\frac{2,35}{30} = \frac{1}{12,8}$	$\frac{1}{3,8}$
	P_3	$\frac{1,5}{30} = \frac{1}{20}$	$\frac{1}{8}$
	P_4	$\frac{2,3}{30} = \frac{1}{13}$	$\frac{1}{8}$
Doppelt- gekrümmt	<i>S</i>	vorne $\frac{1,55}{24} = \frac{1}{15,5}$	$\frac{6,25}{30} = \frac{1}{4,8}$
		rückwärts $\frac{0,6}{22} = \frac{1}{37}$	$\frac{8,5}{30} = \frac{1}{3,5}$

Die Flächen wurden so am Wagebalken befestigt, daß ihre längere Mittellinie mit seiner Achse zusammenfiel. Die Messungen wurden ausgeführt, nachdem der Winkel der Krümmungsehne resp. Schmalseite mit der Horizontalen an einem Transporteur eingestellt worden war. Da die Richtung des Luftstromes nicht genau bekannt war und auch im Laufe der Untersuchung etwas variierte, wurde die Verstellung des Winkels der Flächen jedesmal bis zu einer zur Mitte symmetrischen Gesamtdrehung fortgeführt. Die gekrümmten Flächen wurden nach einer solchen ersten Versuchsreihe um 180° gedreht und die Beobachtungen im umgekehrten Sinne wiederholt.

(Fortsetzung folgt.)

Neue Flugzeuge.

Von Ing. Dr. Victor Quittner. (Mit Tafel XI.)

Zweidecker mit großer Spannweite von M. Farman, Voisin, Sommer, Savary, Aviatik, Albatros.

Während im Jahre 1910, mit einziger Ausnahme von Cody, kein Konstrukteur von Zweideckern mit der Spannweite bedeutend über 10 m hinausging, überboten sich in letzter Zeit die führenden Zweideckerfabriken im Bau von Riesenmaschinen mit 15 bis 20 m Spannweite. Eine der mächtigsten Anregungen zum Bau besonders großer und tragfähiger Maschinen ist allerdings jetzt weggefallen: der Michelin-Preis. Denn bei den neuen Bestimmungen für diesen

Preis fällt er nicht mehr demjenigen zu, der ohne Unterbrechung die längste Strecke in der Luft zurücklegt, sondern es sind beliebig viele Zwischenlandungen gestattet, wenn nur dadurch die mittlere Geschwindigkeit nicht unter 55 km/Std. sinkt. Da bei den Zwischenlandungen der Benzinvorrat ergänzt werden kann, so kommt es nicht mehr auf große Tragkraft, sondern in erster Linie auf große Geschwindigkeit an, und so sind auch in der letzten Zeit die Piloten der schnellen Eindecker von Morane, Deperdussin, Nieuport usw. die erfolgreichsten Bewerber um den Michelin-Preis. Dafür aber ist eine neue noch wirksamere Anregung zum Bau von Riesenmaschinen der vom französischen Kriegsministerium ausgeschrieben Wettbewerb — mit seinen eine Million übersteigenden Preisen die größte bisherige Konkurrenz im Flugwesen. Das Kriegsministerium legt natürlich den größten Wert auf große Tragkraft, und so sind die Dimensionen der Militär-Zweidecker — deren große Tragkraft übrigens auch bei großen Überlandflügen und für andere Zwecke oft sehr erwünscht ist — rasch immer mehr gewachsen.

Der älteste dieser großen Zweidecker, der von Henry Farman, mit dem er im Dezember des Vorjahres sich — allerdings ohne den gewünschten Erfolg — um den Michelin-Preis bewarb, ist schon in dieser Zeitschrift¹⁾ eingehend beschrieben worden. Zum Vergleich mit den anderen Maschinen seien seine Hauptdimensionen nochmals angegeben:

Spannweite des oberen Tragdecks . . .	16 m
» » unteren Tragdecks . . .	12 »
Länge über alles	13 »
Tragfläche	70 »
Gewicht ohne Führer und Benzin . . .	500 kg
Motor	Gnome 50 PS
Propeller	Intégrale
	2,60 m Durch.,
	1,40 m Steigg.

Mit dieser Maschine schlug bekanntlich Farman im Dezember 1910 den Weltrekord der Flugdauer, indem er 8 Std. 12 Min. in der Luft blieb. Die Nutzlast (Flieger, Benzin, Öl usw.) betrug dabei 310 kg, die mittlere Geschwindigkeit 65—70 km/Std.

Bald darauf baute auch Maurice Farman einen ähnlich großen Zweidecker. Die allgemeine Gestalt dieser Maschine, mit der Renault mit einem Passagier die Strecke St. Cloud—Puy de Dôme (366 km) in 4 Std. 56 Min. zurücklegte und damit den großen Michelin-Preis gewann, ist nicht wesentlich von den kleineren Zweideckern von Maurice Farman verschieden. Der Unterschied in der Spannweite der beiden Tragdecks ist relativ gering, und die Enden der oberen Fläche können nicht wie bei H. Farman heruntergeklappt werden. Die runde Form der Flügelenden ist beibehalten. Auch in der Schwanzzelle ist die obere Fläche größer als die untere und trägt am Hinterende ein Höhensteuer, das mit dem vorderen zusammenarbeitet. Am Fahrgestell, das im übrigen von dem normalen Farman-Typ nicht abweicht, ist die große Spurweite von 3,10 m zwischen den Kufen hervorzuheben, die dem Apparat eine gute Standfestigkeit beim Rollen sichert. Nach rückwärts sind die Kufen so weit verlängert, daß sie bei der Landung am Boden schleifen und so brennend wirkend. Die Steuerung geschieht wie bei allen Maschinen von M. Farman durch ein achsial verschiebbares Handrad für das Höhensteuer und die Hilfsflügel (vier an der Zahl, je zwei am oberen und unteren Tragdeck) und Pedale für das Seitensteuer. Alle Drähte und Kabel zur Bedienung der Steuer sind doppelt.

Trotz der recht bedeutenden Tragkraft dieser Maschine gab sich M. Farman damit nicht zufrieden und ging an die Konstruktion eines noch größeren Typs von 20 m Spannweite. An diesem Zweidecker ist besonders interessant die Art, in der die Enden beider Tragdecks nach vorn geklappt werden können, wodurch die Spannweite auf 11,5 m vermindert wird. Nur durch diesen Kunstgriff war es möglich, das Flugzeug trotz der riesigen Spannweite in Schuppen von normaler Größe unterzubringen. Das sonst gebräuchliche Herunterklappen der oberen Flügelenden genügt wohl bei Maschinen von 16—17 m Spannweite, aber bei 20 m versagt dieses Hilfsmittel bereits. Sonst unterscheidet sich das Flugzeug nur

¹⁾ Zeitschrift für Flugt. u. Motorluftsch. 1911, S. 169, Taf. VI.

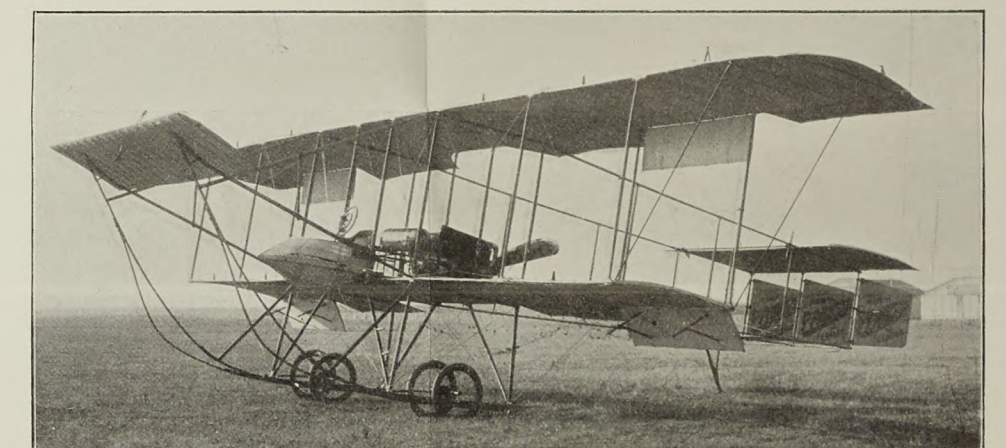
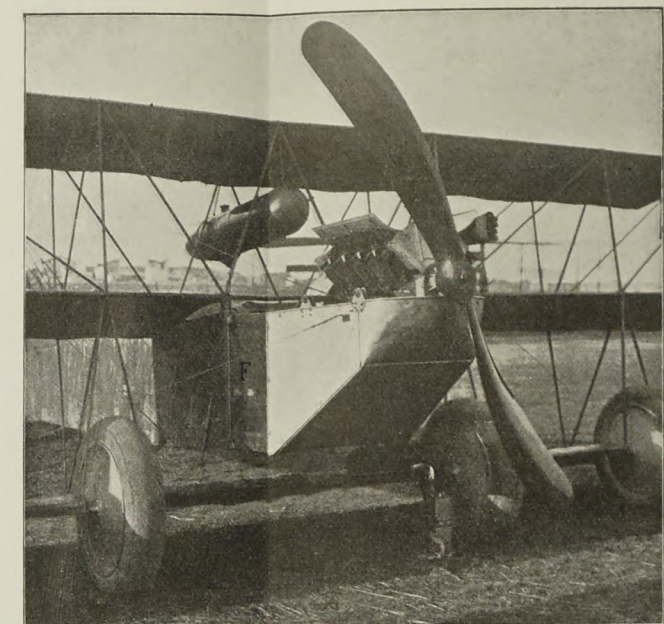
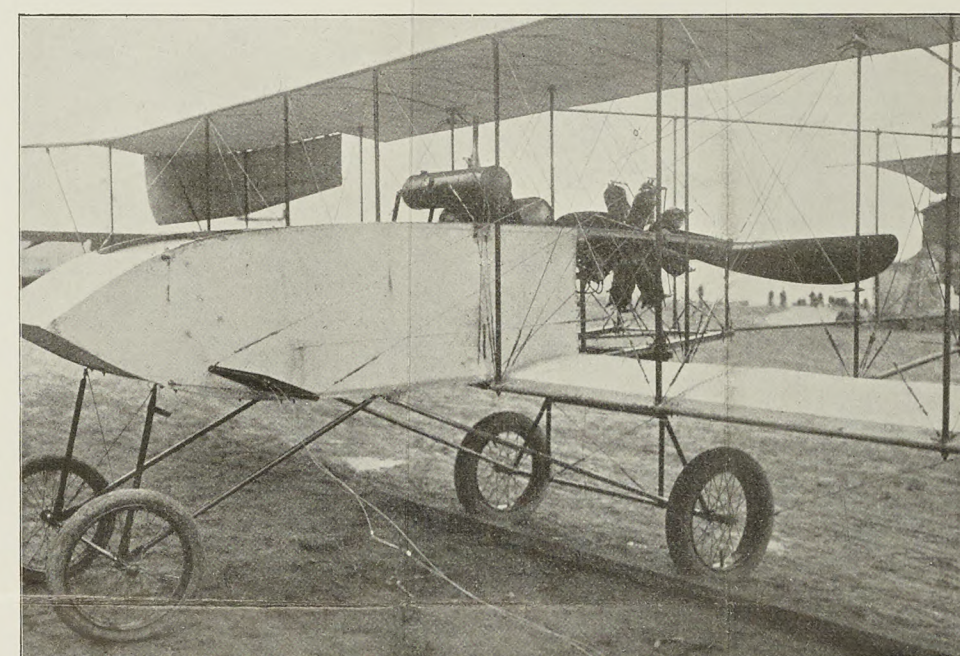
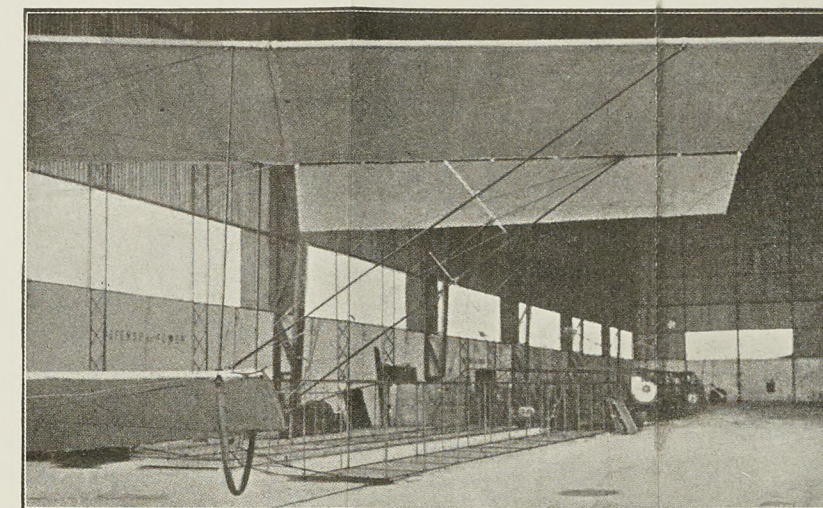
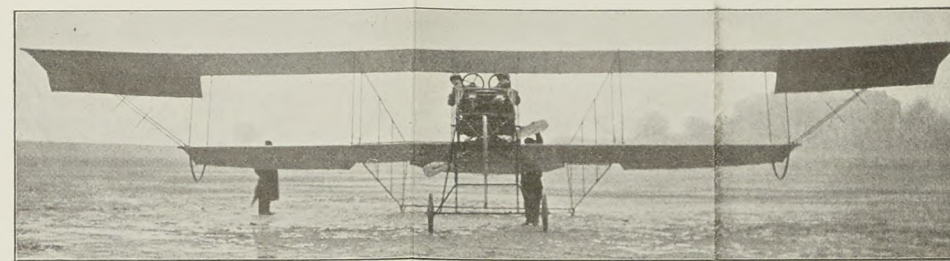
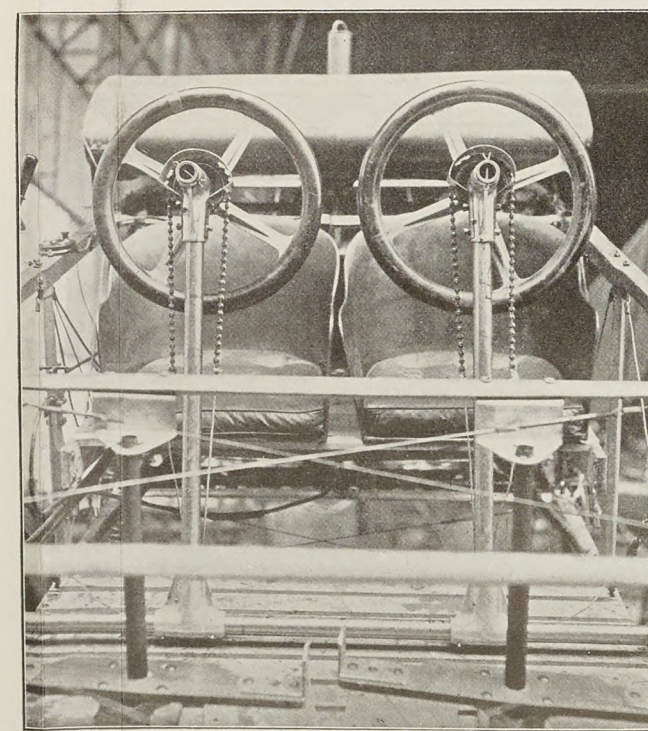
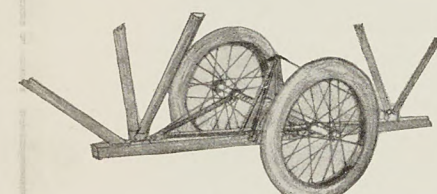
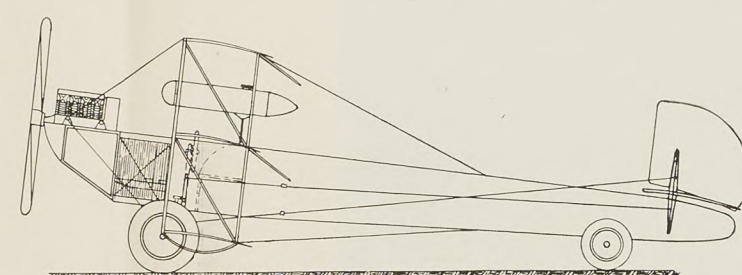
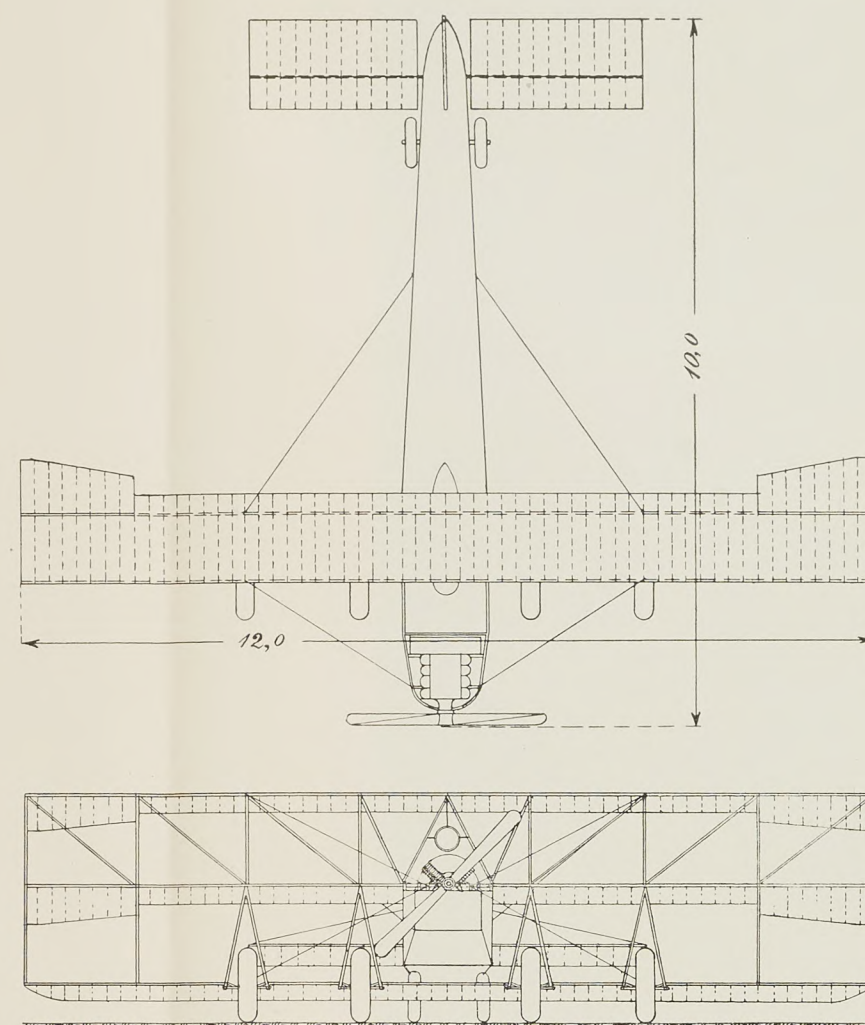
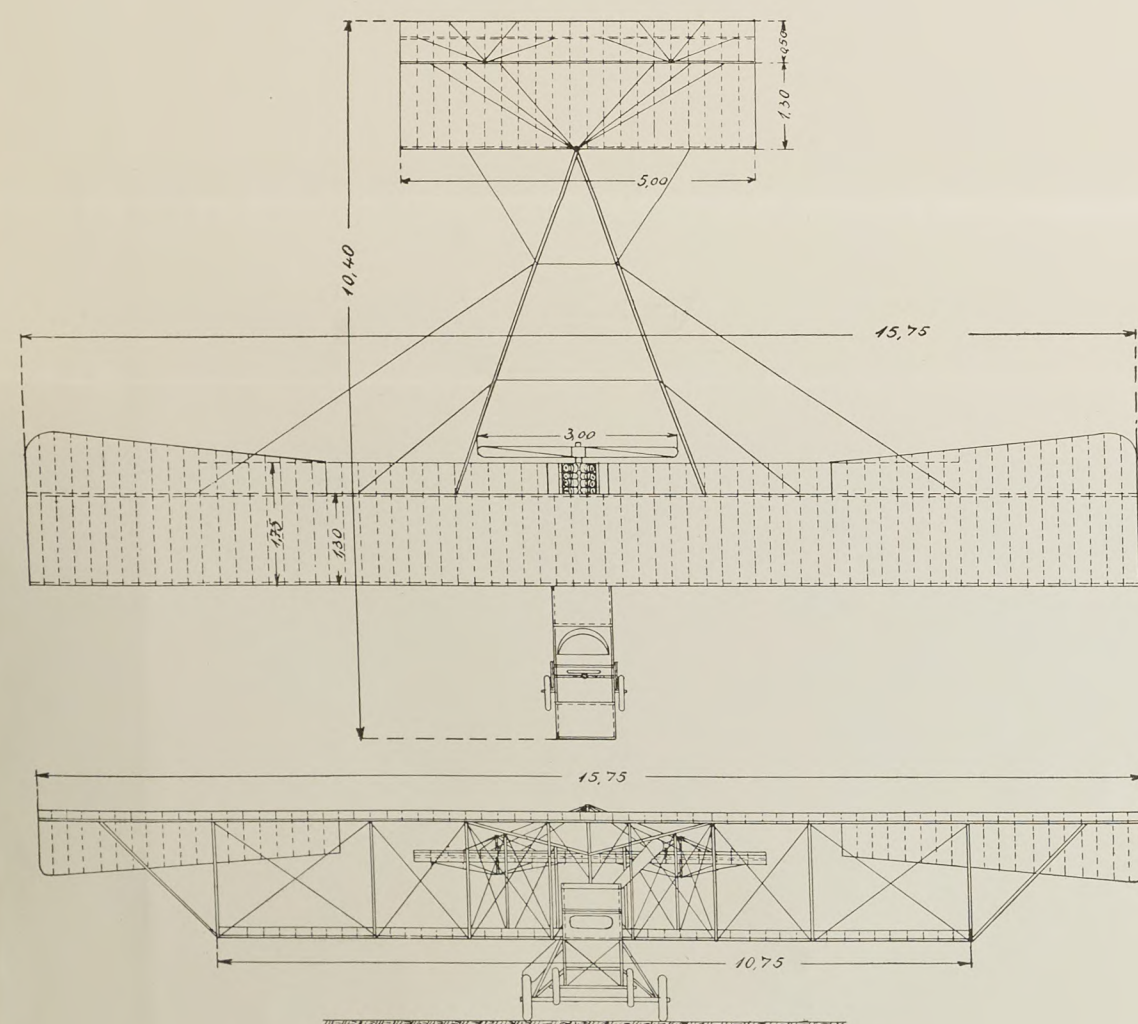
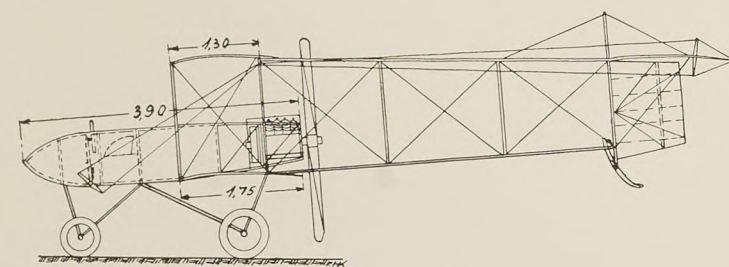
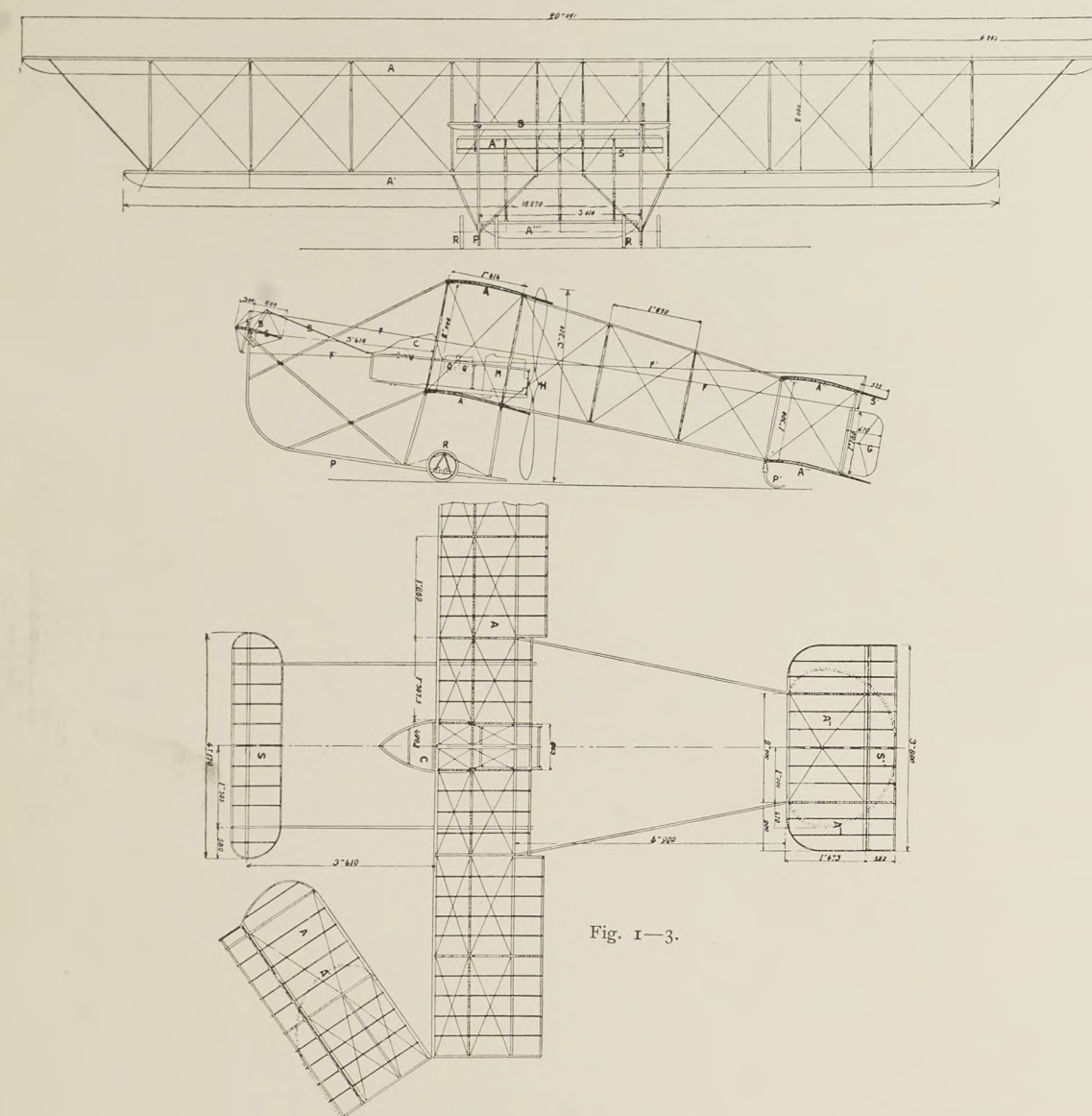


Fig. 1—4 Zweidecker von Maurice Farman, 20 m Spannweite.
 » 5—7 » » Voisin, Militärtyp, Anfang 1911.
 » 8—11 » » » neuester Typ (für 1 Person).
 » 12 » » Savary, neuester Militärtyp.
 » 13 » » Albatros von 15 m Spannweite.
 » 14—17 Dreidecker der Astra-Gesellschaft.
 » 18 » » von Louis Paulhan.

in seinen Dimensionen von dem kleineren Typ von 16 m Spannweite. Zu erwähnen wäre noch die Verstärkung der Kufen durch kleine Böcke aus Stahlrohr über den Radachsen, die nach vorn und hinten durch Drähte verspannt sind.

Zum Antrieb dient, wie bei allen Zweideckern von Maurice Farman der 60 PS Achtzylindermotor von Renault mit künstlicher Luftkühlung durch Ventilator (90 mm Bohrung, 120 mm Hub). Die Schraube ist auf die entsprechend verstärkte Nockenwelle aufgesetzt, so daß sie nur 900 Umdrehungen pro Minute macht, während der Motor mit 1800 Touren läuft.

Die Maschine ist imstande, außer dem Flieger noch 525 l Benzin und 50 l Öl zu tragen, eine Menge, die zu einem Fluge von mehr als zwölf Stunden ausreicht. Ihre Geschwindigkeit mit dieser Belastung beträgt ca. 66 km pro Stunde.

Auf dem Zweidecker von 20 m Spannweite nahm Renaux, der Gewinner des Großen Michelin-Preises, am Europäischen Rundfluge teil und langte als Siebenter (jedoch als Erster aller Zweideckerflieger) am Ziele an. Einen noch schöneren Erfolg erzielte auf derselben Maschine Géo Fourny am 2. September, indem er mit einem Fluge von 720 km in 11 Std. 1 Min. einen neuen Weltrekord der Distanz und der Dauer aufstellte.

Folgendes sind die Hauptdimensionen der beiden Typen von 16 und 20 m Spannweite:

Spannweite, oberes Tragdeck . . . m	16	20
Spannweite, unteres Tragdeck . . . m	14,5	16,27
Länge über alles m	12,25	12,25
Flügelteufe m	2,0	2,0
Abstand der beiden Tragdecks . . . m	1,75	2,0
Tragfläche qm	61	70
Oberer Schwanzfläche, Breite . . . m	3,5	3,8
Untere » Breite . . . m	2,5	2,95
Beide » Tiefe . . . m	2,0	2,0
Vorderer Höhensteuer, Breite . . . m	4,0	4,27
» » Tiefe . . . m	0,8	0,9
Hinterer » Breite . . . m	3,5	3,8
» » Tiefe . . . m	0,535	0,535
Distanz, Vorderkante Tragfläche —		
Achse Höhensteuer m	3,41	3,41
Distanz, Hinterkante Tragfläche —		
Vorderkante, Schwanzfläche . . . m	4,36	4,36
Seitensteuer (Anzahl: 2), Breite . . m	1,18	1,18
» » Tiefe . . . m	0,67	0,67
Spurweite der Kufen m	3,1	3,1
Gewicht ohne Führer und Benzin kg	550	650
Motor	75 PS-Renault	
Propeller, Durchmesser m	2,85	3,00
» Steigung m	1,70	1,70

Auch die Firma Voisin hat schon zu Anfang dieses Jahres einen Militärdoppeldecker gebaut, bei dem die Spannweite des oberen Tragdecks durch herunterklappbare Ansatzstücke bedeutend vergrößert war. Die Anzahl der Stiele beträgt trotz der großen Spannweite von 17 m oben und 11 m unten nicht mehr als 12, so daß die einzelnen Stiele 3 m voneinander entfernt sind. Es scheint aber, daß dieser Abstand doch etwas zu groß war, denn in dem neuesten, sogleich zu beschreibenden Typ wurde die Zahl der Stiele trotz etwas geringerer Spannweite wieder auf 16 erhöht. Die Brücke ist nicht weniger als 5 m breit und 1,70 m hoch und trägt hinten, wie bei dem im Salon 1910 ausgestellten kleinen Voisin-Zweidecker, eine einfache Schwanzflosse mit anschließendem Höhensteuer; das vordere Höhensteuer ist wie bei dem früheren Typ fortgelassen. Das kurze Boot ist vorn zu einer horizontalen Kante zugescharft und enthält nebeneinander zwei Sitze, beide mit vollständiger Steuereinrichtung. Ebenso wie der Typ Paris—Bordeaux ist auch diese Maschine ganz aus Stahl gebaut und bequem zerlegbar.

Das neueste Modell von Voisin zeigt gegenüber dem eben beschriebenen wieder sehr bedeutende Abweichungen. Die Spannweite ist auf 15,75 m verringert, wovon auf jeder Seite 2,6 m auf die umklappbaren Enden entfallen. Die Hauptzelle und das ganze Gerüst bestehen wieder ausschließlich aus Stahlrohr; besonderer Wert ist auf die Verspannung gelegt, indem alle Drähte an Muffen so angreifen, daß der Zug genau durch den Schnittpunkt der Rohrachsen geht und die Rohre nicht auf Biegung beansprucht werden. Die Brücke, die an der Hauptzelle 3,5 m breit und 1,7 m hoch ist, zieht sich am

Schwanz bis auf eine einzige vertikale Stange zusammen, die das Seitensteuer trägt. Nach oben ist sie verlängert und dient als Spannbock für die große Schwanzflosse, deren hinteres Drittel als Höhensteuer ausgebildet ist. Natürlich sind eine größere Anzahl von Drahtverspannungen erforderlich, um die feste Lage der Schwanzfläche zu den Hauptflächen zu sichern. Darin liegt eine Schwäche dieser Bauart, denn das Reißen eines dieser Drähte müßte unbedingt zu einer Katastrophe führen.

Das Boot ist 3,9 m lang, vorn zugescharft und ganz mit Stoff bespannt. Es enthält nur einen Führersitz mit der gewöhnlichen Voisin-Steuerung (schwingender Hebel mit Handrad für Höhen- und Seitensteuer, Fußhebel für die Hilfsflügel). Um eine gute Aussicht nach unten zu haben, ist in das vorderste Feld des Bootes eine durchsichtige Platte aus Zelluloid eingesetzt — eine Anordnung, die hier von der Deutschen Flugmaschinenbau-Gesellschaft bei ihren D. F. G.-Eindeckern schon seit langem mit gutem Erfolg angewandt wird.

Die Lage des Fahrgestells mit Bezug auf den Schwerpunkt ist wesentlich geändert. Die beiden Räder, die wie bei den letzten Typen nicht lenkbar sind, liegen etwas hinter dem Schwerpunkt des bemannten Flugzeugs; am Umkippen nach vorn schützen ihn zwei etwas kleinere Räder unter dem Vorderteil des Bootes, während der Schwanz nur durch eine Kufe geschützt ist. Das Flugzeug rollt daher auf den beiden Räderpaaren, während der Schwanz von Anfang an in der Luft steht. Diese Anlaufmethode (die auch Bréguet — mit nur einem Vorderrad — anwendet) hat den Vorteil, daß der Apparat rascher seine volle Geschwindigkeit erreicht; dafür dürfte aber die Empfindlichkeit gegen Bodenunebenheiten größer sein als beim Anlauf auf zwei Rädern.

Der neue Voisin-Zweidecker, auf dem Mahieu am 22. September durch einen Höhenflug von 2460 m einen neuen Höhen-Weltrekord mit Passagier aufstellte, hat folgende Dimensionen:

Spannweite des oberen Tragdecks . . .	15,75 m
» unteren Tragdecks . . .	10,75 »
Länge über alles	10,40 »
Tiefe des oberen Tragdecks (ohne Hilfsflügel)	1,30 »
Tiefe des unteren Tragdecks	1,75 »
Tragfläche (mit Schwanzfläche)	46 qm
Schwanzfläche, Breite	5,00 m
» Tiefe	1,30 »
Länge des Bootes (fuselage)	3,90 »
Motor	Renault 60 PS, 8 Zyl.
Propeller	Intégrale, 3 m Durchm., 1,95 m Steigung
Gewicht	600 kg

Auch Roger Sommer hat schon vor einigen Monaten einen Zweidecker von großer Spannweite gebaut; auch bei dieser Maschine ist die Spannweite des oberen Tragdecks bedeutend größer als die des unteren, und die oberen Flügelenden können heruntergeklappt werden. Das Fahrgestell ist wie bei den älteren Sommerflugzeugen gebaut, aber niedriger gehalten. Um die lange Räderachse vor allzu starker Durchbiegung zu bewahren, ist auf sie in der Mitte ein drittes Rad aufgesetzt. Der Schwanz ist bedeutend einfacher konstruiert wie früher, und an Stelle des einfachen Seitensteuers vor der Schwanzfläche ist ein doppeltes unter ihr getreten. Zur Schrägsteuerung dienen vier große Hilfsflügel an der oberen Tragfläche. Alle Drähte und Kabel zur Bedienung der Steuer sind verdoppelt.

Die Dimensionen des Flugzeugs sind folgende:

Spannweite, oberes Tragdeck	16 m
» unteres Tragdeck	11 »
Länge über alles	12,5 »
Tragfläche	54 qm
Motor	70 PS-Gnome
Gewicht, leer	330 kg
Getragene Nutzlast (Weltrekord) . . .	653 »

Auch in Deutschland sind bereits mehrfach Zweidecker von großer Spannweite gebaut worden, in erster Linie von der

»Aviatik« in Mülhausen. Der neue Aviatik-Zweidecker schließt sich wie die früheren an Henry Farman an. Die doppelte Schwanzfläche wurde bei allen Typen beibehalten, ebenso das vordere Höhensteuer. Die obere Tragfläche ist bei allen Maschinen breiter als die untere, und ihre Enden können heruntergeklappt werden. Die Flügel bestehen aus Eschen- und schwedischem Tannenholz, die Stiele aus Eschen- oder Pappelholz. Das Fahrgestell enthält zwei lange Kufen, deren Hinterenden als Bremsen am Boden schleifen, und vier Rädern, die paarweise zu beiden Seiten jeder der beiden Kufen sitzen, und zwar alle vier auf einer gemeinsamen, durchgehenden Achse. Dadurch geht allerdings die Lenkbarkeit, die das Farman-Fahrgestell mit zwei unabhängigen Räderpaaren besitzt, verloren, aber dafür gewinnt man den Vorteil, daß bei Bruch eines Rades die Maschine nicht kippen kann (vgl. die eben beschriebene Anordnung von Sommer mit drei Rädern auf gemeinsamer Achse). Die Achse ist über den Kufen in Holzspulen eingezogen, die an den Kufen durch Gummifedern befestigt sind. Das Höhensteuer ist mit der Hauptzelle durch vier Ausleger verbunden und schwingt in Bronzelagern. Ein zweites Höhensteuer ist, ebenso wie die drei Seitensteuer, an der Schwanzzelle befestigt. Zur Schrägsteuerung dienen sechs Hilfsflügel, vier am oberen und zwei am unteren Tragdeck. Die Betätigung der Steuer ist wie bei Henry Farman.

Bei dem kleineren Rennapparat sind die Stiele aus Stahlrohr hergestellt, und das Fahrgestell enthält nur zwei Räder auf gemeinsamer Achse.

Die beiden Typen haben die folgenden Dimensionen und Gewichte:

	Militärtyp	Renntyp
Spannweite, oberes Tragdeck m . .	16,20	12,80
» unteres Tragdeck m . .	11,00	7,00
Länge über alles	11,92	11,26
Höhe m	3,25	3,25
Tragfläche qm	62,2	50,2
Gewicht ohne Motor kg	450	360
» mit 70 PS-Argus-Motor kg . .	590	500

Auch die Albatroswerke haben kürzlich einen etwas vergrößerten Zweidecker gebaut, der mit seiner Spannweite von 15 m auch schon den Riesenflugzeugen nahe kommt. Das Flugzeug ist gewissermaßen eine Kombination aus den »Farman«- und »Sommer«-Typen von Albatros, die aufgebogenen Kufen sind dem letzteren entnommen, während das vierräderige Fahrgestell und die Brücke mehr an Farman erinnern. Von den sechs Hilfsflügeln schwingen die beiden äußeren (nach der bereits beschriebenen Konstruktion von Albatros) nach oben, die anderen abwärts. Die Schwanzfläche ist einfach, unter ihr liegen nebeneinander drei Seitensteuer. Da das Flugzeug nach Brasilien bestimmt war, so wurde es ohne alle Leimung hergestellt; auch der von einem 60 PS-Renault-Motor angetriebene Propeller von 2,60 m Durchmesser und 2 m Steigung ist aus einem Stück hergestellt.

Auch Savary hat einen Zweidecker von vergrößerter Spannweite für den großen Wettbewerb des Kriegsministeriums fertiggestellt. Durch das niedrige Fahrgestell und den Antrieb der beiden gegenläufigen Propeller mittelst offener und gekreuzter Kette ähnelt derselbe etwas dem Wright-Typus; die Schrauben liegen aber vor den Tragflächen, und entsprechend ist der Motor — ein Labor-Picker wassergekühlter Vierzylinder von 100 mm Bohrung und 210 mm Hub — vorgebaut. An der Hinterkante der Flügel befindet sich der Führersitz. Die Enden des oberen Tragdecks, dessen Spannweite 19 m beträgt, können heruntergeklappt werden. Die beiden Schwanzflächen sind vorn zugespitzt, so daß sie die Gestalt eines Fünfecks erhalten; ihr Hinterende ist in Scharnieren drehbar und dient als Höhensteuer. Zur Verbindung der Schwanzzelle mit der Hauptzelle dient eine offene Brücke, während ein kurzes schmales Boot den Motor und Führer aufnimmt. Die Seitensteuerung hat Savary wie bei seinen früheren Maschinen an die Seiten der Haupttragflächen verlegt, und zwar befinden sich an jedem Ende der Hauptzelle zwei vertikale Steuerflächen. Zur Schrägsteuerung dienen Hilfsflügel an beiden Tragdecks. Interessant ist auch das Fahrgestell mit der langen Mittelkufe und den beiden Rädern mit Doppelpneumatik, die durch elastische Verbindungen an der Kufe be-

festigt sind, so daß sie eine gewisse Beweglichkeit nach hinten und seitwärts besitzen.

Die Dimensionen des Flugzeugs sind folgende:

Gesamte Länge	11 m
Spannweite, oberes Tragdeck . .	19,4 m
» unteres Tragdeck . .	14 m
Tiefe der Tragdecks	2 m
Tragfläche	61 qm
Gewicht	700 kg
Motor	70 PS, Labor-Picker
Propeller	2,60 m Durchm., 2 m Stg.

Dreidecker von Paulhan und Astra.

Während die meisten Konstrukteure die vom französischen Kriegsministerium verlangte hohe Tragfähigkeit durch Vergrößerung der Spannweite zu erzielen suchen, haben einige andere dem Zweidecker eine dritte Tragfläche hinzugefügt. Der Dreidecker, den vor etwa zwei Jahren schon viele Konstrukteure versucht und wieder aufgegeben haben, dürfte jetzt oder später wieder zu Ehren kommen, dort, wo es sich um möglichst große Tragfähigkeit handelt. Man kann allerdings im Zweifel sein, ob schon jetzt seine Zeit gekommen ist, da für Nutzlasten von 3 bis 500 kg, wie sie heute verlangt werden, auch der Zweidecker, und — wie Blériot mit seinem »Aerobus« gezeigt hat — selbst der Eindecker genügt. Wenn es sich aber in Zukunft um die Bewältigung von noch größeren Nutzgewichten handeln wird, dann wird — für diese Zwecke — der Drei- und Mehrdecker an die Stelle unserer heutigen Ein- und Zweidecker treten müssen.

Der Dreidecker von Paulhan unterscheidet sich in seiner Konstruktion nicht wesentlich von seinem Zweidecker¹⁾. Die noch von Fabre übernommenen langen und besonders starken Kufen, die dem Flugzeug ein etwas plumpes Aussehen gaben, sind bedeutend kürzer und schwächer gehalten und vorn wie rückwärts durch schiefe Streben mit dem mittleren Tragdeck verbunden. Dagegen sind die Räder verstärkt, mit Doppelreifen versehen und — wie beim Dreidecker »Astra« — nach dem System Vedovelli ganz geschlossen ausgeführt. Die früher fortgelassenen Rädchen an den Vorderenden der Kufen sind wieder hinzugefügt, um das bei den verkürzten Kufen leichter mögliche Vornüberkippen zu verhindern. Die Streben zum Höhensteuer wie zur Schwanzfläche gehen statt vom unteren Tragdeck vom mittleren aus, was eine gute Verspannung nach oben und unten ermöglicht. Das beim Zweidecker einfache Seitensteuer ist verdoppelt, dagegen ist die einfache Schwanzflosse geblieben. Zur Schrägsteuerung dienen die als Hilfsflügel ausgebildeten Enden aller drei Tragdecks. Unverändert geblieben ist die charakteristische Gondel, aber an Stelle des Gnome-Motors ist ein 75 PS-Renaultmotor, der mit Übertragung durch Stirnräder eine langsam laufende vierflügelige Holzschraube antreibt, in dieselbe eingebaut.

Eine sehr interessante und gut durchgebildete Konstruktion ist der Dreidecker der »Astra«-Gesellschaft, von dem wir schon im vorigen Heft ein Bild bringen konnten. Die Hauptzelle ist ohne Anwendung von Spanndrähten aufgebaut, statt dessen dienen schräg nach hinten und seitwärts gehende Streben zur Versteifung. Die Längsträger und Streben der Hauptzelle sind ganz aus Stahlrohr hergestellt. Die Tragdecks besitzen bei 12 m Spannweite und 1,25 m Tiefe eine Gesamt-Tragfläche von 45 qm. Das Verhältnis der Tiefe zur Spannweite beträgt nur 1 : 9,6, so daß man eine sehr gute Tragfähigkeit erwarten darf. Ein eigentliches Fahrgestell ist nicht vorhanden, die vier besonders großen Räder sitzen einfach auf dem verstärkten vorderen Holm der untersten Tragfläche. Sie sind — wie beim Dreidecker von Paulhan — nach System Vedovelli aus konisch gepreßten Blechscheiben hergestellt, die mit der Felge einen wasserdichten Hohlraum bilden; man erzielt dadurch außer dem Vorteil des verminderten Luftwiderstandes auch noch den weiteren Vorteil, daß die Räder beim Niedergehen am Wasser als Schwimmer wirken und das Flugzeug vor dem Versinken schützen. Gefedert ist die Maschine nur durch die außerordentlich starken Luftreifen der Räder. Zwei gleich gebaute kleinere Räder tragen den Schwanz. Das viereckige, seiner ganzen Länge nach gespannte Boot

¹⁾ Zeitschr. f. Flugt. u. Motorluftsch. 1911, S. 133.

sitzt unterhalb des mittleren Tragdecks und ist an ihm (ohne jede Verbindung mit dem unteren Tragdeck) mittelst Schellen aus Stahlblech aufgehängt — eine Verbindung, die bei Landungsstößen eine gewisse Elastizität sichert. In seinem vorderen zugespitzten Teile enthält das Boot den 70 PS-luftgekühlten Renaultmotor, dahinter zwei nebeneinander befindliche Sitze, beide mit vollständiger Steuereinrichtung. Die Anordnung der Sitze gerade zwischen den Flügeln erscheint für ein Militärflugzeug wenig günstig, da die Aussicht naturgemäß sehr beschränkt ist; es sind zwar vorn im Boot seitlich durchsichtige Platten eingesetzt, aber sehr viel dürfte dadurch auch nicht gewonnen sein, da ja noch das untere Tragdeck im Wege steht. Höhen- und Seitensteuer sind hinten, feste Schwanz- und Kielflossen sind nicht vorhanden. Zur Schrägsteuerung dienen zwei Paar Hilfsflügel an den Enden der beiden oberen Tragdecks. Das sehr sauber ausgeführte Flugzeug hat sich bisher gut bewährt, und man kann den weiteren Versuchen mit Interesse entgegensehen.

Militärflugschau.

Frankreich.

Seit dem 1. Oktober findet in Reims die französische Kriessflugzeugprüfung statt. Um die Kriegsbrauchbarkeit der Flugzeuge zu erweisen, muß der Nachweis folgender 7 Eigenschaften oder Prüfungen erbracht werden:

1. Das Flugzeug inkl. Motor muß in Frankreich gebaut sein.
2. Ein geschlossener Rundflug über 300 km ohne Zwischenlandung.
3. Bei dem Rundflug muß eine Nutzlast von 300 kg getragen werden, ohne Einschluß der notwendigen Betriebsstoffmengen wie Öl, Benzin, Kühlwasser, die für die gesamte Strecke ausreichen müssen.
4. Die Flugzeuge müssen drei Sitze haben.
5. Eine Eigengeschwindigkeit von mindestens 60 km/Std.
6. Landungsfähigkeit auf einem Acker, einem Kleeelde, einer Wiese und einem Stoppelfelde.
7. Leichte Transportfähigkeit auf der Landstraße und der Eisenbahn, ebenso schnelles und bequemes Auseinandernehmen und Zusammensetzen.

Erwünschte Fähigkeiten sind noch doppelter Steuerhebel, Aufstiegsfähigkeit durch Manöver vom Bord des Apparats aus und möglichst ausgedehntes Gesichtsfeld des Beobachters.

Die Flugzeugprüfungen bestehen aus folgenden Aufgaben:

Drei Flüge mit 300 kg Belastung und voller Ausrüstung von einem gegebenen Platz aus nach einem bestimmten Landungs-terrain; nach diesen Flügen müssen die Apparate wieder aufsteigen, um zu beweisen, daß sie imstande sind zurückzufliegen.

Ein Flug mit mittlerer Belastung, bei dem zum Aufstiegsplatz zurückgekehrt werden muß, mit einer Geschwindigkeit von wenigstens 60 km/Std.

Zwei Höhenflüge mit voller Belastung, bei welchen 500 m Höhe in weniger als 15 Minuten erreicht werden müssen.

Ein Überlandflug über 300 km Entfernung mit einer Belastung von 300 kg. Der erste Preis fällt dem Bewerber zu, der die Entfernung in der kürzesten Zeit zurückgelegt hat.

Reparaturen sind zugelassen, auch ist es gestattet, den Motor auszuwechseln.

Als Preise stehen 1 000 000 Frs. zur Verfügung. Der erste Preis besteht aus dem Ankauf des siegreichen Apparates zum Preise von 100 000 Frs. und der Bestellung von 10 Flugzeugen für je 40 000 Frs. Der Ankaufspreis der Flugzeuge erhöht sich um 500 Frs. für den Kilometer, wenn die Geschwindigkeit 60 km/Std. übersteigt, jedoch werden nur Geschwindigkeiten bis 80 km/Std. berechnet, so daß eine Preiserhöhung von 10 000 Frs. pro Flugzeug eintreten kann. Der erste Gewinner kann also im günstigsten Falle 600 000 Frs. gewinnen.

Der zweite Preis besteht aus dem Ankauf von sechs Flugzeugen für je 30 000 Frs. Auch hier erfolgt eine Preiserhöhung von je 500 Frs. unter den obigen Bedingungen. Als dritter Preis ist der Ankauf von vier Apparaten vorgesehen mit einer Höchstzahlung von 200 000 Frs.

Von über 100 gemeldeten wurden schließlich 31 Flugzeuge zum Wettbewerb zugelassen (siehe obenstehende Tabelle).

Am 5. 10. war der offizielle Beginn der Wettbewerbsflüge. Nur Beaumont (Conneau) versuchte die erste Aufgabe (Flug von Reims nach Montcornet mit voller Belastung von 300 kg und kompletter Betriebsstoffausrüstung für einen 300 km-Flug. Unterwegs Landung auf einem Luzernfeld, Wiederaufstieg mit eigenen Mitteln und nochmalige Landung).

Conneau benutzte hierzu seinen Blériot mit 100 PS Gnome-motor. Nachdem er glücklich auf dem Luzernfeld gelandet, zerbrach er beim Wiederaufstieg das Fahrgestell.

Eindecker			Zweidecker		
Anzahl	System	Motor	Anzahl	System	Motor
1	Blériot	Gnome 140 PS	1	Bréguet	Gnome 140 PS
1	»	» 100 »	1	»	» 100 »
1	Deperdussin	» 100 »	1	»	Dansette 110 »
1	»	Clerget 100 »	1	»	Canton Unné 85 »
1	»	Anzani 80 »	1	»	» 120 »
1	Antoinette	Antoinette 60 »	1	»	Chenu 80 »
1	Morane	Gnome 100 »	2	M. Farman	Renault 75 »
1	Nieuport	» 100 »	1	Voisin	» 75 »
1	Hanriot	Clerget 100 »	1	»	Gnome 100 »
			1	»	» 140 »
			1	H. Farman	» 100 »
			2	»	Renault 75 »
			1	Goupy	Gnome 100 »
			1	»	Chenu 75 »
1	Astra	Renault 75 PS	1	Coanda	2 Gnome 140 »
1	Paulhan	» 75 »	1	Savary	Labor 70 »
			1	Astra	Chenu 75 »
			1	Astra-Wright	Renault 60 »

Am 6. 10. genügte Barra (M. Farman Zweidecker 70 PS Renault) als erster Konkurrent der ersten Bedingung der Ausscheidungsflüge.

Conneau, der seinen am Vortage mißlungenen Versuch erneut ausführen wollte, erlitt einen Sturz, bei dem er ziemlich erheblich verletzt wurde und auf die weitere Teilnahme am Wettbewerb zunächst verzichten mußte.

Am 8. 10. setzte der Nebel allen Konkurrenten arg zu. Fischer (H. Farman-Zweidecker, 100 PS Gnome) startete als erster, mußte aber wegen des Nebels bei Neufchâtel landen. Später stieg er auf und machte noch die vorgeschriebenen Landungen.

Renaux (M. Farman-Zweidecker) erfüllte die erste Bedingung während Barra (M. Farman-Zweidecker) sich mit vollem Erfolge an den zweiten Wettbewerbsflug machte (Flug Reims—Montcornet unter denselben Vorbedingungen wie der erste Wettbewerbsflug, Landung auf einem Stoppelfeld, Wiederaufstieg mit eigenen Mitteln, Landung eben dort).

Leider brachte auch dieser Tag ein schweres Unglück. Bei einem mißglückten Start Vidarts in Montcornet wurde ein Soldat durch Umfallen einer Eisenstange so schwer verletzt, daß er am folgenden Tage starb.

Der 10. 10. brachte bei selten günstigem Wetter gute Erfolge. Vier Bewerber starteten und drei von ihnen mit Erfolg.

Moineau (Bréguet-Zweidecker 100 PS Gnome) legte den ersten Wettbewerbsflug zurück, Fischer absolvierte die zweite und Barra die dritte Prüfung (Flug Reims—Montcornet unter den vorhin genannten Vorbedingungen, zweimalige Landung auf einem gepflügten Acker).

Am 11. 10. erledigten Moineau und Renaux die zweite Prüfung und Fischer die dritte.

Nachmittags traf Weymann (Nieuport) auf dem Luftwege von Mourmelon ein. Bei sehr günstigem Winde hatte er die 26 km betragende Entfernung in acht Minuten, also mit einer Stundengeschwindigkeit von 194,76 km zurückgelegt.

Schon am Tage darauf legte er anstandslos die für die erste und für die zweite Aufgabe vorgeschriebenen Leistungen ab, es waren die ersten im Laufe dieses Wettbewerbs einem Eindeckerpiloten gelungenen Prüfungsflüge.

Moineau und Renaux genügten auch der dritten Aufgabe. Bill (H. Farman-Zweidecker 70 PS Gnome) bewältigte den ersten Flug.

Am 15. 10. genügte Weymann bereits der dritten Aufgabe. Damit hatte der erste Eindecker den ersten Teil der Ausscheidungsprüfung bestanden.

Barra, Renaux, Weymann machten sich am 16. 10. an die Schnelligkeitsprüfung (Zurücklegung der Strecke Reims—Mourmelon und zurück mit mindestens 60 km-Stundengeschwindigkeit, bei 300 kg Nutzlast und Betriebsstoffen für einen 300 km-Flug). Die auf der 60 km-Strecke erzielten Zeiten waren folgende:

Weymann (Nieuport-Eindecker, 100 PS Gnome) 0 : 35 : 0 115 km
Barra (M. Farman-Zweidecker, 70 PS Renault) 0 : 47 : 0 80 km
Renaux (M. Farman-Zweidecker, 70 PS Renault) 0 : 56 : 0 70 km
Stundengeschwindigkeit.

Am 17. 10. führte Weymann auch noch die vorgeschriebenen Höhenflüge aus (zwei Flüge bis 500 m Höhe in höchstens 15 Minuten).

Weymann benötigte beim ersten Höhenflug 11 Minuten, beim zweiten 10 Minuten und hatte 520 bzw. 550 m Höhe erreicht. Der Nieuport-Eindecker hatte damit als erster Bewerber die Ausscheidungsflüge absolviert.

Am gleichen Tage führte auch noch Moineau den Schnelligkeitsflug aus und erreichte eine Stundengeschwindigkeit von 70 Std./km.

Fischer erfüllte nachträglich nochmals die erste Bedingung, da sein erster Flug nicht anerkannt war.

Auch Colliex (Voisin-Zweidecker) legte den ersten Flug zurück. Am Abend des 23. 10. hatte der Flugzeugwettbewerb folgende Ergebnisse gezeitigt:

Flugzeug und Pilot	Überlandflüge mit Zwischenlandungen			Schnelligkeitsflug	Höhenflüge	
	1.	2.	3.		1.	2.
Nieuport-Eindecker (Weymann) . . .	×	×	×	×	×	×
M. Farman - Zweidecker (Barra) . . .	×	×	×	×	×	×
„ „ (Renaux) . . .	×	×	×	×	×	×
Bréguet-Zweidecker (Moineau) ¹⁾ . . .	×	×	×	×	×	×
H. Farman-Zweidecker (Fischer) . . .	×	×	×	×	×	×
„ „ (Bill) . . .	×	×	×	×	×	×
Voisin-Zweidecker (Colliex) . . .	×	×	×	×	×	×
Astra-Wright-Zweidecker (Gaubert) . . .	×	×	×	×	×	×
Savary-Zweidecker (Frantz) . . .	×	×	×	×	×	×
Bréguet-Zweidecker (Moineau) ²⁾ . . .	×	×	×	×	×	×
H. Farman-Zweidecker (Gugenheim) . . .	×	×	×	×	×	×

¹⁾ 100 PS. Gnome. ²⁾ 140 PS. Gnome.

Als letzte Prüfungsleistung haben die in den Ausscheidungsflügen erfolgreichen Bewerber nun noch den 300 km-Flug Reims—Amiens ohne Zwischenlandung zurückzulegen.

Das Budget 1912 sieht für die Militärluftschiffahrt einen Kredit von 17 053 550 Frs. vor.

Ein neues Militärflugfeld beabsichtigt das Kriegsministerium bei le Havre einzurichten.

Es soll gleichzeitig als Armee- und als Marineflugfeld dienen. Die hier zu stationierenden Flieger sollen an den alljährlich vor Cherbourg stattfindenden Flottenmanövern teilnehmen und die Verbindung zwischen Flotte und Landtruppen vermitteln.

Ein anderes Militärflugfeld wird bei Orleans angelegt.

Österreich.

Vom Kriegsministerium ist die Einrichtung eines Marineflugfeldes bei Pola beschlossen und Marineleutnant Klobucar mit seiner Organisation beauftragt.

Leutnant Klobucar wurde bereits vor einigen Monaten in der Fliegerschule der Autoplan-Werke in Wiener Neustadt ausgebildet.

In Pola soll er vorzugsweise einen Zweidecker probieren, der von den Autoplanwerken als Marineflugzeug konstruiert ist.

Es wird ferner in Goerz ein Flugfeld für die Armee geschaffen, dessen Leitung und Organisation Oberleutnant Stohanzl übertragen ist.

Durch einen Erlaß des Reichskriegsministeriums erhalten Fliegeroffiziere, die das Pilotenzeugnis des Luftschiffverbandes erworben haben, eine Entschädigung von 1000 Kronen, einen einmaligen Betrag von 600 K. zur Beschaffung der Fliegerausrüstung, eine Pauschalsumme von 15 K monatlich zur Instandhaltung und Nachbeschaffung der Ausrüstung.

Die zu »Feldpiloten« ernannten Fliegeroffiziere erhalten außerdem noch eine Remuneration von 2000 K.

England.

Am 17. 10. wurde der erste Deperdussin-Militär-Eindecker durch Leutnant Porte auf dem Luftwege von Brooklands nach dem Übungsplatz von Farnborough überführt und der Heeresverwaltung abgeliefert.

Das erste Marineflugzeug soll demnächst in größerem Umfange erprobt werden, nachdem die bei Barrow vorgenommenen Versuche befriedigt haben. Es handelt sich um eine Konstruktion des Marinekapitäns Schwann, es ist eine Vereinigung von Eindecker und Motorboot. Der Antrieb erfolgt durch eine Turbine von 36 PS.

Italien.

Die Leutnants de Rada, Wilches, Marco, Caparro, Quaglia von der Militärflugschule in Aviano haben sich unter Führung von Kapitän Piazza nach Syracus begeben, um am Tripolis-Feldzug teilzunehmen.

Für den gleichen Zweck haben sich 10 französische Zivilflieger dem italienischen Kriegsministerium zur Verfügung gestellt und sind dem Landungskorps zugeteilt worden.

Rußland.

Auf Grund eines neuen Gesetzes erhalten die Militärflieger wesentlich höhere Bezüge. Offiziere erhalten eine monatliche Gehaltserhöhung von 200 Rubel, Unteroffiziere eine solche von 75 Rubel. Es kommen aber nur die Monate in Anrechnung, während denen jeder einzelne Flieger sich im ganzen sechs Stunden in der Luft befunden hat.

Alle sonstigen an Flügen dienstlich beteiligten gewesenen Personen erhalten eine tägliche Zulage von einem Rubel.

Den Fliegern, die im Laufe des Jahres mindestens 50 Stunden geflogen sind, werden fünf Dienstjahre als sieben Dienstjahre gerechnet.

Belgien.

Da die großen Manöver mit Rücksicht auf eine im Lande herrschende Viehseuche nicht stattfinden konnten, so mußte auch die anfangs geplante Teilnahme der Flugzeuge unterbleiben.

Als Ersatz hierfür wurde kürzlich die Beteiligung von zwei Militärfliegern an einer Übung befohlen, die von den Truppen der Garnison Antwerpen abgehalten wurde.

Die beiden einzigen der Heeresverwaltung zur Verfügung stehenden Zweidecker flogen gemäß am Abend vorher ergangenen Befehls unter Leutnant Nélis (Lt. Dhanis) und Leutnant Lebon (Lt. Sarteel) bei Sonnenaufgang vom Militärflugfeld in Braschaet ab und erreichten nach 20 Minuten die Ebene von Wilryck, wo sich die genannten Offiziere beim Kommandanten zwecks Entgegennahme der Aufträge melden mußten.

Nach der Kriegslage wurden beide Flugzeuge einer Partei zugeteilt.

Nélis und Lebon hatten den Auftrag festzustellen (es handelte sich um die Forzierung eines Engpasses), auf welchen Straßen und in welcher Stärke der Gegner vormarschierte. Beide steuerten auf den Engpaß bei Lièvre zu und erreichten sehr bald eine Höhe von 400 m. In 30 Minuten hatten sie die ganze Umgegend von Lièvre erkundet und waren bis ins kleinste über die Situation beim Gegner informiert. Sie überbrachten dem Kommandanten eine Skizze mit genauen Einzeichnungen. Nach Abstattung ihres mit großer Anerkennung aufgenommenen Berichtes flogen sie wieder nach ihrem Heimatshafen Braschaet zurück.

Niederlande.

Leutnant ter Poorten wurde nach Ablegung der Pilotenprüfung zum Direktor der ersten militärischen Aviatikerschule ernannt.

Die Regierung plant den Ankauf von sechs neuen Flugzeugen, von denen drei der Armee und drei den indischen Kolonialtruppen zugeteilt werden sollen.

An den Manövern haben zwei Flugzeuge, ein Farman und ein Zodiak-Zweidecker teilgenommen, die von Leutnant van Meel bzw. Reserveleutnant Labouchère gesteuert wurden.

Rumänien.

Das Pilotenpatent erwarben in der unter Leitung des Prinzen Bibesco stehenden Fliegerschule in Cotroceni Marineleutnant Istrati und die Kavallerieleutnants Zouleano und Capsha.

Ein zweites Militärflugfeld ist in Kitila eingerichtet worden.

Spanien.

Im Auftrage der Regierung halten sich vier spanische Ingenieure in der Deperdussin-Schule in Frankreich auf, um in der Steuerung dieses Apparattyps unterwiesen zu werden.

Als erste Offiziere erwarben Kapitän Kindelan und Leutnant Banon auf dem Manöverfeld von Carabanchel das Pilotendiplom.

Türkei.

Zwei Offiziere sind von der Regierung nach Frankreich entsendet, um in der Blériotschule in Etampes das Fliegen zu erlernen. Pl.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. C. 20 816. Luftschraube aus übereinandergeschichteten Holzlamellen. Lucien Chauvière, Paris; Vertr. C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner und E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A. 13. 11. 09. E 5. 12. 11.

77h. Sch. 33 543. Luftschiff mit zwei beim Vorwärtsgang direkt angetriebenen, umsteuerbaren Fahrschraubenwellen. Johann Schütte, Danzig-Langfuhr. A 20. 11. 08. E 5. 12. 11.

77h. A. 19 680. Flugmaschine, deren Flügel eine achtförmige Bewegung machen. Viktor Alois, Paris und Auguste Porcher, Pau, Basses-Pyrénées; Vertr.: A. Specht, Pat.-Anw., Hamburg 1. A 10. 11. 10. E 9. 12. 11.

77h. E. 16 921. Tragnetz für lenkbare Luftschiffe mit Spitzenetzen oder Kappen. Karl Eberhardt, Reinickendorf b. Berlin, Scharnweberstr. 116. A 3. 5. 11. E. 9. 12. 11.

77h. Sch. 33 040. Antriebs- und Steuervorrichtung für Luftschiffe. Ludwig Scheidemann, Düsseldorf, Liebigstr. 19. A 14. 6. 09. E 9. 12. 11.

77h. W. 33 709. Zusammenlegbarer, als Spielzeug dienender Drachenflieger. Lazar Weißberg, Berlin, Keibelstr. 19. A 10. 1. 10. E. 9. 12. 11.

77h. W. 34 000. Gleichgewichtsregler für Flugmaschine. Karl Willems, Saarlautern, Solvaydorf, Lothr. A 26. 1. 10. E 16. 12. 11.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. A.

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DR. FRITZ HUTH

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. A. VON PARSEVAL

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

11. November 1911.

Heft 21.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Über den Luftwiderstand gekrümmter Flächen. Von Ing. Dr. phil. Arthur Boltzmann. (Fortsetzung.) S. 265.
Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen. S. 268.

Flugschau. S. 275.
Patentschau. S. 275.
Bücher-Besprechungen. S. 276.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Über den Luftwiderstand gekrümmter Flächen.

Von Ing. Dr. phil. Arthur Boltzmann. (Fortsetzung.)

Aus dem II. physikalischen Institute der k. k. Universität Wien.

Resultate.

In Tabelle IV sind die aus den Wägungen und Druckbeobachtungen berechneten Konstanten k , ferner die k_x und k_y der Horizontal- und Vertikalkomponenten und deren Verhältnis angegeben. Die Winkel, bei welchen die konkave Seite der Flächen dem Luftstrom zugekehrt war, sind mit positivem Vorzeichen bezeichnet und umgekehrt. Aus der Tabelle und dem nach ihr gezeichneten Diagramm Fig. 5 ersieht man, daß die aus den beiden Beobachtungsarten erhaltenen Werte im positiven Ast bis nahe 15° , im negativen bis zirka 10° gut übereinstimmen. Die aus den Druckbeobachtungen erhaltenen Zahlen sind in diesem Bereich, außer bei 0° , meist etwas größer als die der Wägungen. Über die genannten Winkel hinaus werden die Werte der Wägungen bis zu fast 20% größer als die der Druckbeobachtungen. Das erstere kann man damit erklären, daß die Druckbeobachtungen für unendlich lange Lamellen, d. h. für in der Längsrichtung gleichmäßig verteilten Druck gerechnet wurden, während die Wägungsergebnisse jedenfalls durch die Randstörungen verkleinert wurden. Die Drücke wurden ferner stets normal zur Flächentangente in Rechnung gezogen, während tatsächlich die Reibung auch eine tangentielle Komponente bedingen wird. Die höheren Widerstände der Wägungsbeobachtungen bei den größeren Einfallswinkeln werden offenbar durch Reibungskräfte verursacht, welche sich durch das Auftreten von Wirbeln und das verstärkte Brechen des Stromes an den Kanten erheblich vergrößern. Die Abweichung der Werte beider Beobachtungsarten beginnt gerade an der Stelle, an welcher die Kurven der Kon-

stanten k einen Knick erleiden (Fig. 5), welcher auf eine plötzlich mit der Vergrößerung des Winkels eintretende Veränderung der Strömungsverhältnisse hindeutet. Diese Unregelmäßigkeiten treten um so später, aber auch plötzlicher auf, je günstiger die Krümmung für den Auftrieb ist. Aus den später wiedergegebenen Druckkurven, besonders denen von K_2 , ersieht man, daß der Unterdruck der dem Luftstrom abgekehrten Flächenseite durch sein starkes Wachsen bis zum Neigungswinkel von zirka 15° und darauffolgendes Sinken hauptsächlich zu dem Knick Veranlassung gibt. Für die ebene Fläche wurde Über- und Unterdruck noch separat integriert und zeigen die nebenstehenden Zahlen, daß, während der Überdruck (k_+) fast proportional dem Winkel wächst, der Unterdruck (k_-) zwischen 15 und 20° ein Maximum aufweist, um bis 90° wieder erheblich zu sinken.

Ebene Fläche.

Winkel	k_-	k_+
5	0,120	0,049
10	0,216	0,084
15	0,287	0,103
20	0,289	0,124
30	0,278	0,171
50	0,220	0,256
70	0,219	0,307
90	0,204	0,344

Das Auftreten der verhältnismäßig großen Reibungswiderstände wird jedenfalls durch die geringen Dimensionen der benutzten Flächen verursacht. In der Tabelle III sind auf die Konstante k umgerechnete Werte Eiffels¹⁾, welche mit erheblich größeren Flächen dynamisch erhalten wurden, mit meinen Beobachtungen an der Kreisfläche von 4 cm

¹⁾ G. Eiffel, Recherches expérimentales sur la résistance de l'air. Paris 1907.

Durchmesser und dem ebenen Rechtecke 3×12 cm zusammengestellt.

Der manometrisch gewonnene Wert 0,530 der Kreisfläche ist wie beim Rechteck erheblich kleiner als die aus der Wägung erhaltene Zahl 0,599 und schließt sich bedeutend besser an die Eiffelschen Zahlen an. Beim Rechteck liegen die Eiffelschen Werte zwischen dem dynamisch und manometrisch erhaltenen Werte, jedoch ebenfalls dem letz-

den größeren positiven Winkeln wird es umgekehrt. Dies gilt alles für beide Beobachtungsarten.

Die stärker gekrümmte Fläche P_2 ist gegen P_1 bei den positiven Winkeln im Auftrieb nicht mehr wesentlich überlegen, höchstens bei den Wägungsbeobachtungen um ein geringes.

Das Traktionsverhältnis von P_2 ist hingegen bei den Wägungen nur bei 0° und bei den Druckbeobachtungen von $+5^\circ$ aufwärts dem von P_1 überlegen.

Der Auftrieb der ganz vorne gekrümmten Fläche P_4 ist bei kleinen positiven Winkeln gegen den von P_3 noch im Vorteil, bei den größeren Winkeln wird er aber sogar kleiner als der der schwächer gekrümmten Fläche. Das Traktionsverhältnis der stärker gekrümmten Fläche P_4 ist bei 0 und 5° günstiger als das von P_3 , um bei wachsendem Winkel in ungünstigere Werte überzugehen. Man erkennt also deutlich

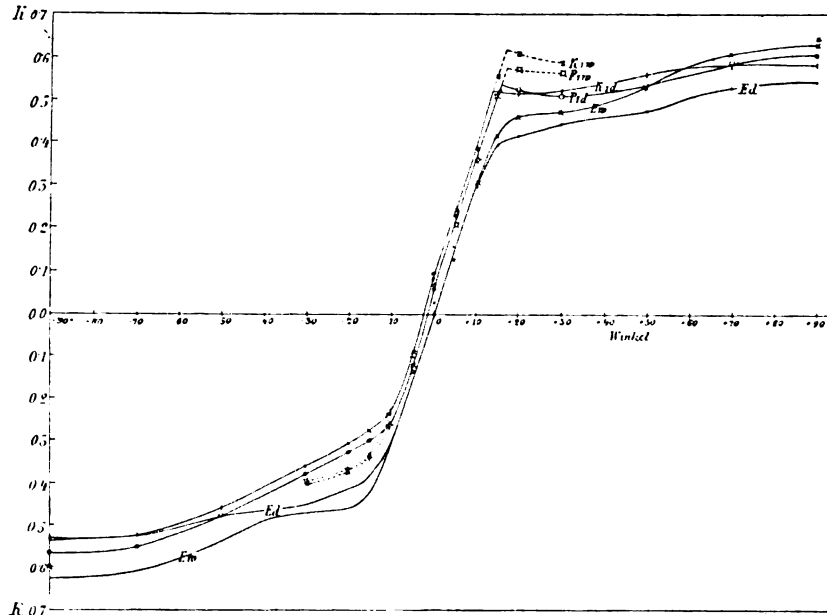


Fig. 5.

• E Druckmessung × E Wägung ○ P_1 Druckmessung * P_1 Wägung
+ K_1 Druckmessung * K_1 Wägung.

teren näher. Die manometrische Methode gibt daher ein Mittel an die Hand, die Wirkung der strömenden Luft an kleinen Flächen zu untersuchen unter Ausschaltung des störenden Einflusses der bei diesen relativ größer werdenden Kanten- und Oberflächenreibung.

Tabelle III.

Art der Fläche und Dimensionen in cm	Inhalt in qm	k	Art der Beobachtung	Beobachter
Kreis 39,9 ϕ	0,125	0,568	dynamisch	Eiffel
Rechteck 25 \times 50 . . .		0,587		
Kreis 28,2 ϕ		0,543		
Rechteck 12,5 \times 50 . .	0,0625	0,580		
<hr/>				
Kreis 4 ϕ	0,0013	0,599	dynamisch	eigene
		0,530	manometr.	
		0,629	dynamisch	
Rechteck 3 \times 12 . . .	0,0036	0,548	manometr.	

Aus den in der folgenden Tabelle IV angegebenen Zahlen ist nun weiters zu ersehen:

1. bezüglich des Einflusses der Stärke der Krümmung; daß die stärker gekrümmte Kreisfläche K_2 bei den positiven Winkeln durchweg größere Widerstände erfährt als die schwächer gekrümmte Fläche K_1 . Das Traktionsverhältnis $\frac{k_x}{k_y}$ ist jedoch bei der schwächer gekrümmten Kreisfläche K_1 bei den kleinen positiven Winkeln günstiger als bei K_2 ; bei

2. den Einfluß des Vorrückens der Krümmung gegen den vorderen Rand: Ist die größte Pfeilhöhe der Wölbung in der Mitte, so gibt die stärker gekrümmte Fläche bei allen positiven Winkeln einen größeren Auftrieb. Rückt die Wölbung gegen den vorderen Rand, so nähert sich der Auftrieb der stärker gekrümmten Fläche gegen den der schwächer gekrümmten, besonders bei den größeren Winkeln, um hier sogar geringer zu werden. Ferner hatte die geringer gewölbte Kreisfläche bei kleinen positiven Winkeln ein günstigeres, bei größeren Winkeln ein ungünstigeres Traktionsverhältnis $\frac{k_x}{k_y}$ als die

stärker gekrümmte Fläche. Bei der Vorrückung der Wölbung dreht sich der relative Verlauf von k_x gerade um, indem bei den kleinen Winkeln die stärker gekrümmte Fläche das günstigere Traktionsverhältnis gibt und umgekehrt bei den größeren Winkeln.

Die größten Luftwiderstandswerte überhaupt erreicht K_2 bei den positiven Winkeln; dieselbe Fläche erfährt bei den größeren negativen Winkeln den geringsten Widerstand.

Tabelle IV.

Winkel	Ebene Fläche							
	Wägungen				Druckmessungen			
	k	k_x	k_y	$\frac{k_x}{k_y}$	k'	k'_x	k'_y	$\frac{k'_x}{k'_y}$
+90°	0,629	0,629	0,000	—	0,548	0,548	0,000	—
+70	0,606	0,576	0,188	3,07	0,526	0,497	0,171	2,9
+50	0,538	0,429	0,325	1,32	0,476	0,370	0,300	1,23
+30	0,467	0,258	0,389	1,51	0,449	0,223	0,388	1,73
+20	0,458	0,172	0,424	2,46	0,413	0,142	0,390	2,75
+15	0,419	0,124	0,400	3,22	0,390	0,102	0,378	3,73
+10	0,303	0,070	0,294	4,23	0,300	0,052	0,296	5,07
+5	0,151	0,037	0,147	3,96	0,169	0,015	0,169	11,3
0	0,023	0,032	0,000	—	0,000	0,000	0,000	—

Vergleicht man die einzelnen Profile miteinander, was am besten nur mit Hilfe der Druckbeobachtungen geschieht, da die Wägungen mit vorrückender Krümmung wohl durch die Reibungswiderstände stärker beeinflusst werden, so sieht man, daß die Kreisfläche K_1 der Parabelfläche P_1 bei den kleineren positiven Winkeln im Auftrieb und Traktionsverhältnis überlegen ist. Die Kreisfläche K_2 hingegen gibt bei den positiven

K ₁ Wölbung $\frac{1}{21,4}$								
Winkel	Wägungen				Druckmessungen			
	k	k _x	k _y	$\frac{k_x}{k_y}$	k'	k' _x	k' _y	$\frac{k'_x}{k'_y}$
+90°	0,644				0,590	0,590	0,000	—
+70					0,583	0,546	+0,211	2,59
+50					0,557	0,420	+0,365	1,15
+30	0,592	0,287	+0,519	$\frac{1}{1,81}$	0,525	0,247	+0,462	$\frac{1}{1,87}$
+20	0,610	0,189	+0,580	$\frac{1}{3,06}$	0,512	0,160	+0,486	$\frac{1}{3,04}$
+15	0,558	0,116	+0,546	$\frac{1}{4,7}$	0,518	0,115	+0,502	$\frac{1}{4,37}$
+10	0,383	0,057	+0,378	$\frac{1}{6,67}$	0,403	0,050	+0,399	$\frac{1}{8,0}$
+5	0,231	0,032	+0,227	$\frac{1}{7,14}$	0,234	0,013 ₆	+0,234	$\frac{1}{17,2}$
0	0,092	0,027	+0,089	$\frac{1}{3,28}$	0,086	0,005 ₃	+0,086	$\frac{1}{16,1}$
—5	0,086	0,041	—0,076	$\frac{1}{1,85}$	0,102	0,022	—0,099	$\frac{1}{4,48}$
—10	0,240	0,076	—0,227	$\frac{1}{3,0}$	0,232	0,060	—0,225	$\frac{1}{3,76}$
—15	0,332	0,120	—0,310	$\frac{1}{2,58}$	0,282	0,092	—0,270	$\frac{1}{2,92}$
—20	0,378	0,158	—0,344	$\frac{1}{2,18}$	0,308	0,128	—0,283	$\frac{1}{2,21}$
—30	0,406	0,234	—0,333	$\frac{1}{1,46}$	0,362	0,204	—0,299	$\frac{1}{1,46}$
—50					0,462	0,371	—0,279	1,33
—70					0,524	0,498	—0,159	3,14
—90	0,600				0,540	0,541	0,000	—

P ₁ Wölbung $\frac{1}{20}$								
Winkel	Wägungen				Druckmessungen			
	k	k _x	k _y	$\frac{k_x}{k_y}$	k'	k' _x	k' _y	$\frac{k'_x}{k'_y}$
+90°					0,608	0,608	—0,005	—
+70					0,584	0,549	+0,206	3,04
+50					0,542	0,410	+0,357	1,15
+30	0,566	0,281	+0,490	$\frac{1}{1,75}$	0,510	0,245	+0,449	$\frac{1}{1,83}$
+20	0,570	0,178	+0,540	$\frac{1}{3,04}$	0,523	0,168	+0,497	$\frac{1}{2,96}$
+15	0,511	0,112	+0,500	$\frac{1}{4,46}$	0,518	0,107	+0,506	$\frac{1}{4,75}$
+10	0,360	0,067	+0,355	$\frac{1}{5,32}$	0,383	0,047	+0,380	$\frac{1}{8,08}$
+5	0,203	0,041	+0,198	$\frac{1}{4,85}$	0,221	0,014 ₄	+0,221	$\frac{1}{15,3}$
0	0,063	0,032	+0,055	$\frac{1}{1,71}$	0,058	0,008 ₃	+0,057	$\frac{1}{6,82}$
—5	0,118	0,051	—0,106	$\frac{1}{2,06}$	0,131	0,025 ₇	—0,129	$\frac{1}{5,0}$
—10	0,256	0,086	—0,241	$\frac{1}{2,80}$	0,256	0,059	—0,250	$\frac{1}{4,23}$
—15	0,336	0,140	—0,308	$\frac{1}{2,20}$	0,302	0,091	—0,288	$\frac{1}{3,16}$
—20	0,378	0,173	—0,337	$\frac{1}{1,95}$	0,330	0,128	—0,303	$\frac{1}{2,36}$
—30	0,404	0,242	—0,322	$\frac{1}{1,33}$	0,382	0,205	—0,322	$\frac{1}{1,57}$
—50					0,474	0,369	—0,295	1,25
—70					0,548	0,519	—0,181	2,86
—90					0,563	0,563	—0,004	—

K ₂ Wölbung $\frac{1}{10,5}$								
Winkel	Wägungen				Druckmessungen			
	k	k _x	k _y	$\frac{k_x}{k_y}$	k'	k' _x	k' _y	$\frac{k'_x}{k'_y}$
+90°	0,648				0,628	0,628	0,000	—
+70					0,608	0,563	+0,224	2,53
+50					0,588	0,438	+0,390	1,12
+30	0,692	0,321	+0,617	$\frac{1}{1,92}$	0,586	0,274	+0,518	$\frac{1}{1,88}$
+20	0,722	0,196	+0,698	$\frac{1}{3,55}$	0,621	0,171	+0,598	$\frac{1}{3,50}$
+15	0,617	0,120	+0,603	$\frac{1}{5,05}$	0,579	0,106	+0,568	$\frac{1}{5,35}$
+10	0,466	0,073	+0,460	$\frac{1}{6,35}$	0,415	0,053	+0,411	$\frac{1}{7,75}$
+5	0,321	0,048	+0,318	$\frac{1}{6,66}$	0,271	0,023	+0,268	$\frac{1}{11,4}$
0	0,140	0,042	+0,135	$\frac{1}{3,24}$	0,102	0,021	+0,098	$\frac{1}{4,65}$
—5	0,076	0,056	—0,052	$\frac{1}{1,09}$	0,104	0,038	—0,096	$\frac{1}{2,54}$
—10	0,206	0,083	—0,190	$\frac{1}{2,30}$	0,188	0,062	—0,178	$\frac{1}{2,86}$
—15	0,271	0,114	—0,244	$\frac{1}{2,15}$	0,217	0,091	—0,197	$\frac{1}{2,17}$
—20	0,301	0,146	—0,261	$\frac{1}{1,79}$	0,233	0,118	—0,202	$\frac{1}{1,70}$
—30	0,334	0,212	—0,258	$\frac{1}{1,21}$	0,292	0,188	—0,224	$\frac{1}{1,21}$
—50					0,410	0,340	—0,227	1,50
—70					0,496	0,476	—0,146	3,28
—90	0,573				0,529	0,529	0,000	—

P ₂ Wölbung $\frac{1}{12,8}$								
Winkel	Wägungen				Druckmessungen			
	k	k _x	k _y	$\frac{k_x}{k_y}$	k'	k' _x	k' _y	$\frac{k'_x}{k'_y}$
+90°					0,600	0,600	—0,004	—
+70					0,580	0,542	+0,207	2,62
+50					0,541	0,403	+0,364	1,11
+30	0,594	0,303	+0,511	$\frac{1}{1,69}$	0,511	0,235	+0,454	$\frac{1}{1,94}$
+20	0,610	0,195	+0,580	$\frac{1}{2,98}$	0,518	0,153	+0,495	$\frac{1}{3,23}$
+15	0,532	0,121	+0,519	$\frac{1}{4,28}$	0,512	0,093	+0,503	$\frac{1}{5,4}$
+10	0,374	0,076	+0,365	$\frac{1}{4,83}$	0,375	0,038	+0,372	$\frac{1}{9,82}$
+5	0,244	0,053	+0,238	$\frac{1}{4,5}$	0,240	0,014 ₄	+0,240	$\frac{1}{16,6}$
0	0,101	0,048	+0,091	$\frac{1}{1,9}$	0,066	0,010 ₆	+0,065	$\frac{1}{6,15}$
—5	0,092	0,059	—0,070	$\frac{1}{1,2}$	0,115	0,032 ₅	—0,110	$\frac{1}{3,4}$
—10	0,223	0,091	—0,204	$\frac{1}{2,25}$	0,221	0,061	—0,212	$\frac{1}{3,46}$
—15	0,294	0,127	—0,265	$\frac{1}{2,08}$	0,255	0,091	—0,237	$\frac{1}{2,61}$
—20	0,332	0,164	—0,289	$\frac{1}{1,76}$	0,269	0,120	—0,241	$\frac{1}{2,0}$
—30	0,386	0,248	—0,297	$\frac{1}{1,2}$	0,327	0,190	—0,266	$\frac{1}{2,82}$
—50					0,437	0,350	—0,264	1,33
—70					0,513	0,485	—0,156	2,9
—90					0,526	0,526	—0,013	—

P_3 Wölbung $\frac{1}{20}$								
Winkel	Wägungen				Druckmessungen			
	k	k_x	k_y	$\frac{k_x}{k_y}$	k'	k'_x	k'_y	$\frac{k'_x}{k'_y}$
+30	0,541	0,280	0,465	$\frac{1}{1,66}$	0,464	0,220	0,408	$\frac{1}{1,86}$
+20	0,528	0,180	0,496	$\frac{1}{2,78}$	0,451	0,137	0,429	$\frac{1}{3,14}$
+15	0,473	0,132	0,454	$\frac{1}{3,43}$	0,427	0,094	0,416	$\frac{1}{4,44}$
+10	0,361	0,070	0,354	$\frac{1}{5,07}$	0,363	0,051	0,360	$\frac{1}{7,1}$
+5	0,198	0,047	0,193	$\frac{1}{4,11}$	0,227	0,014	0,227	$\frac{1}{16,2}$
0	0,070	0,044	0,058	$\frac{1}{1,31}$	0,048 ₄	0,008 ₃	0,047	$\frac{1}{5,63}$
-5	0,119	0,053	0,106	$\frac{1}{2,0}$	0,139	0,030	0,136	$\frac{1}{4,48}$
-10	0,263	0,092	0,247	$\frac{1}{2,67}$	0,268	0,065	0,259	$\frac{1}{3,98}$
-15	0,357	0,136	0,330	$\frac{1}{2,42}$	0,317	0,097	0,301	$\frac{1}{3,1}$
-20	0,401	0,178	0,360	$\frac{1}{2,02}$	0,333	0,126	0,308	$\frac{1}{2,43}$
-30	0,435	0,257	0,350	$\frac{1}{1,36}$	0,366	0,195	0,310	$\frac{1}{1,59}$

P_4 Wölbung $\frac{1}{13}$				
Winkel	Wägungen			
	k	k_x	k_y	$\frac{k_x}{k_y}$
+30	0,532	0,265	0,461	$\frac{1}{1,74}$
+20	0,488	0,179	0,454	$\frac{1}{2,54}$
+15	0,445	0,144	0,420	$\frac{1}{2,93}$
+10	0,382	0,105	0,366	$\frac{1}{3,48}$
+5	0,280	0,063	0,274	$\frac{1}{4,35}$
0	0,110	0,048 ₆	0,099	$\frac{1}{2,3}$
-5	0,090	0,054 ₆	0,071	$\frac{1}{1,31}$
-10	0,212	0,085	0,195	$\frac{1}{2,3}$
-15	0,289	0,121	0,262	$\frac{1}{2,16}$
-20	0,330	0,162	0,288	$\frac{1}{1,78}$
-30	0,386	0,236	0,305	$\frac{1}{1,30}$

Winkeln zwar größere Kräfte, hingegen ein kleineres Traktionsverhältnis als P_2 . Die Parabelfläche P_1 gibt im Durchschnitt bei den positiven Winkeln etwas bessere Auftriebs-

S								
Winkel	Wägungen				Druckmessungen			
	k	k_x	k_y	$\frac{k_x}{k_y}$	k'	k'_x	k'_y	$\frac{k'_x}{k'_y}$
+30	0,502	0,238	0,442	$\frac{1}{1,85}$	0,420	0,204	0,367	$\frac{1}{1,8}$
+20	0,500	0,143	0,480	$\frac{1}{3,34}$	0,415	0,136	0,391	$\frac{1}{2,87}$
+15	0,425	0,086	0,416	$\frac{1}{4,9}$	0,391	0,161	0,379	$\frac{1}{4,1}$
+10	0,278	0,048	0,273	$\frac{1}{5,7}$	0,282	0,040	0,280	$\frac{1}{6,9}$
+5	0,134	0,029	0,096	$\frac{1}{4,53}$	0,144	0,013 ₆	0,144	$\frac{1}{10,6}$
0	0,026	0,022	-0,015	1,45	0,020 ₈	0,076	-0,019 ₇	$\frac{1}{2,6}$
-5	0,185	0,046	-0,180	$\frac{1}{3,9}$	0,197	0,026 ₆	-0,196	$\frac{1}{7,4}$
-10	0,333	0,091	-0,321	$\frac{1}{3,53}$	0,296	0,059	-0,293	$\frac{1}{4,95}$
-15	0,404	0,142	-0,379	$\frac{1}{2,68}$	0,333	0,097	-0,319	$\frac{1}{3,3}$
-20	0,447	0,182	-0,408	$\frac{1}{2,24}$	0,351	0,129	-0,327	$\frac{1}{2,54}$
-30	0,468	0,261	-0,390	$\frac{1}{1,5}$	0,384	0,201	-0,327	$\frac{1}{1,63}$

werte als die Fläche P_3 mit weit vorgeschobener Krümmung; ein wesentlicher Unterschied in den Zahlen $\frac{k_x}{k_y}$ ist jedoch nicht vorhanden.

Das Traktionsverhältnis ist bei den Druckbeobachtungen durchwegs bei $+5^\circ$ das beste, bei den Wägungen erreicht es den besten Wert öfters bei $+10^\circ$. Die Maximalwerte erreicht die schwachgekrümmte Kreisfläche K_1 bei $+5^\circ$ mit $\frac{1}{17,2}$ für die Druck- und $\frac{1}{7,12}$ für die dynamischen Messungen. Der Luftwiderstand erreicht also in keinem Falle die Vertikale. Während aber seine Richtung bei den einfach gekrümmten Flächen im positiven Teile bei den manometrischen Beobachtungen von $+5$ bis $+50^\circ$ inklusive immer vor der Sehnennormalen zu liegen kommt, geht diese bei der doppelt gekrümmten Fläche S schon bei $+5^\circ$ hinter die Normale auf die gemeinschaftliche Sehne zurück. Es ist dies auch die einzige Fläche, welche bei 0° nach abwärts gedrückt wird.

Über die Widerstände bei den negativen Winkeln will ich nur bemerken, daß dieselben im Durchschnitt um so kleiner sind, je stärker die Krümmung ist. Der ebenen Fläche kommt hier wie auch im positiven Ast die S -Fläche am nächsten, im weiteren schließt sich daran am besten P_3 an. Die Druckrichtung fällt im negativen Teil (außer bei P_1 und P_2 von ca. 70° aufwärts) von 0 bis einschließlich 70° hinter die Sehnennormale.

(Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen.

II.

150 PS Maybach-Motor der Luftfahrzeug-Motorenbau-Gesellschaft m. b. H. Friedrichshafen und dessen Prüfung.

Von Graf v. Zeppelin jr., Diplom-Ingenieur. (Mit Tafel XII.)

Die Motoren sind von Karl Maybach, dem Sohn des früheren Direktors der Daimlerwerke, konstruiert und in der Ma-

schinenfabrik Grotz in Bisingen bei Bietigheim, Württemberg, die als Spezialität die Fabrikation von Kurbelwellen für Automotoren betreibt, hergestellt.

Es lag in der Natur der Sache, daß bei einer völligen Neukonstruktion eines Luftschiffmotors, der zudem von einer Firma ausgeführt werden sollte, die mit dem Vorhandensein eigener Motormodelle überhaupt nicht zu rechnen hatte, alle vom Luftschiffbau Zeppelin gewonnenen Unterlagen und Erfahrungen im Motorbetrieb bei Luftschiffahrten möglichst berücksichtigt wurden.

Für die Neukonstruktionen waren folgende Punkte maßgebend:

1. hohe Betriebssicherheit,
2. geringen Verbrauch von Betriebsmaterial (Benzin u. Öl),
3. möglichst günstige spezifische Leistung,
4. äußerste Beschränkung der Wartung,
5. weitgehendste Übersichtlichkeit und Zugänglichkeit,
6. schnelle Auswechselbarkeit einzelner Teile des Motors.

Die gründliche Durchprüfung der Motoren erfolgte durch die Versuchsabteilung des Luftschiffbau-Zeppelin, die mit den besten Motorbremseinrichtungen, von denen noch am Schlusse die Rede sein wird, ausgerüstet ist. Es war für das Ausprobieren eine Zeit von mehreren Monaten erforderlich, bis noch vorhandene Mängel beseitigt waren und die Motoren den an sie gestellten Anforderungen entsprachen.

Beschreibung.

Wie die Figuren zeigen, fällt der Motor schon äußerlich durch die Einfachheit und Übersichtlichkeit der Konstruktion auf. Rohrleitungen sind so weit wie möglich vermieden und so verlegt, daß sie bei der Demontierung der Zylinder nicht abgenommen zu werden brauchen (Fig. 6). Die Hohlräume der

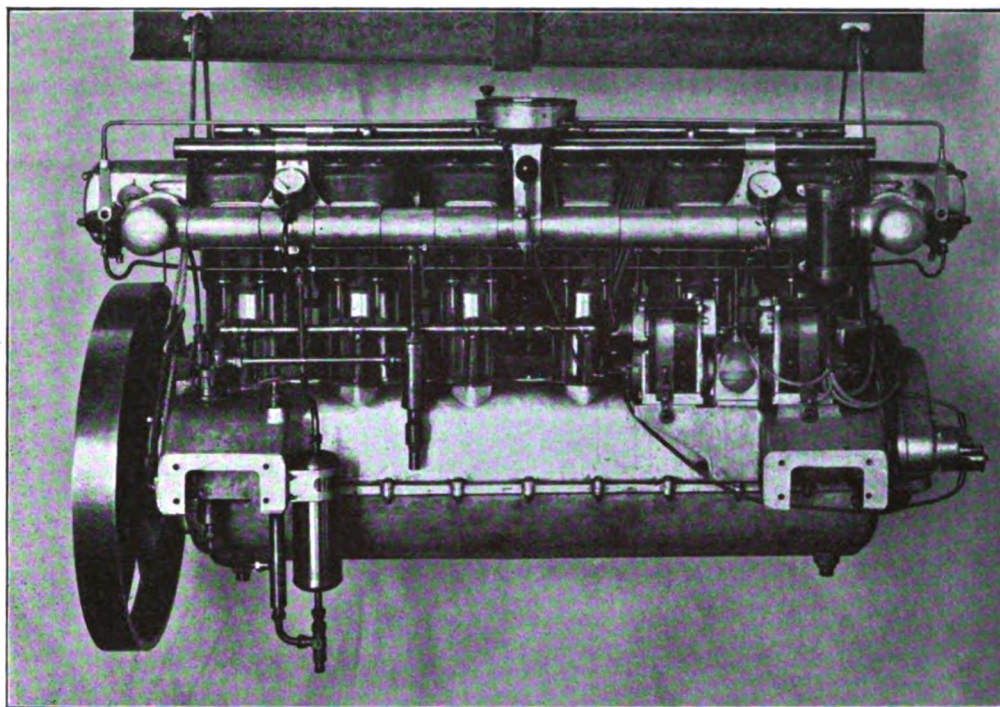


Fig. 2. Maybach-Motor. Einlaßseite.

Gehäusefüße sind in geschickter Weise zur Unterbringung des Zündapparatantriebes, sowie der Benzin-, Öl- und Kühlwasserpumpe derart benutzt worden, daß gleichwohl diese Teile gut zugänglich und auswechselbar sind.

Neuartig ist auch die Anordnung der beiden Vergaser, die in Richtung der Motorlängsachse an den Köpfen der Zylinder 1 und 6 unmittelbar angeschraubt sind. Da das Saugrohr längs der Cylinder auf der einen Seite, das gekühlte Auspuffsammlerrohr parallel zu ersterem auf der entgegengesetzten Seite der Zylinderköpfe angeordnet ist und beide Rohre nicht nur mit den letzteren, sondern auch mit den Vergasern verschraubt sind, so ist hierdurch gewissermaßen ein Rahmen geschaffen, der zur Versteifung der Zylinder untereinander dient.

Der Motor hat sechs einzelne Zylinder (Fig. 1 und 7). Der Zylinderschaft ist aus Chromnickelstahl geschmiedet, der Kopf aus Gußeisen aufgeschraubt und abgedichtet. Die Zylinderköpfe sind so ausgebildet, daß das Kühlwasser ohne Zwischenleitung von dem einen in den nächstfolgenden überströmt. Zwischen den Stirnflächen der Zylinderköpfe sind deshalb leicht auswechselbare, über Aluminiumringe gestülpte, Gummidichtungsringe eingesetzt, die mittels Metallbändern mit Spannschraube nach Bedarf noch gegen die Zylinderköpfe gepreßt werden können.

Jeder Zylinder ist unten durch einen Bund verstärkt, der in je eine ringförmige Vertiefung im Kurbelgehäuse paßt (Fig. 6 und 7). Die weitere Befestigung der Zylinder erfolgt durch ausgebohrte Fassungsteile (Fig. 1 bis 3), die auf den erwähnten bundartigen Zylinderverstärkungen aufliegen und deren Befestigungsbolzen zugleich auch als Befestigungsschrauben für die Deckel der Kurbelwellenlager benützt sind. Es ist klar, daß durch diese

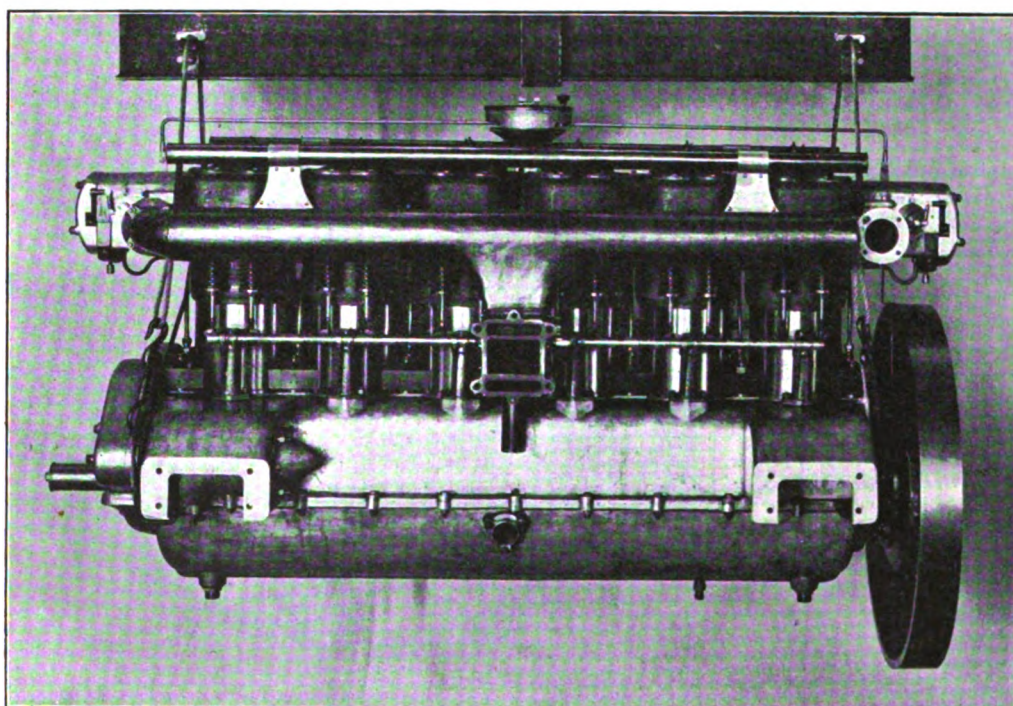


Fig. 3. Maybach-Motor. Auspuffseite.

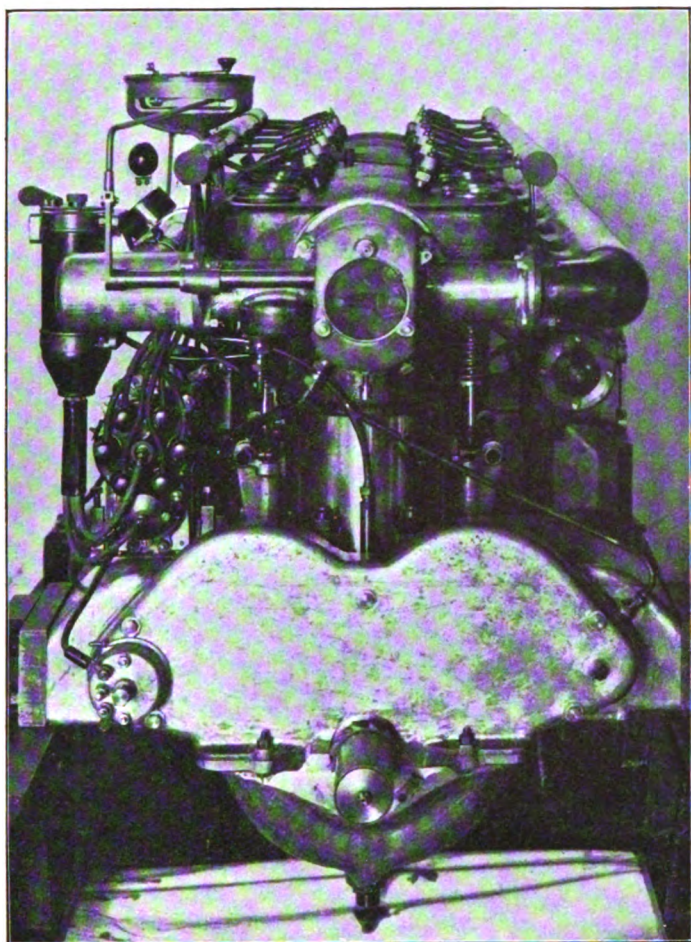


Fig. 4. Maybach-Motor. Seite des Steuerwellenantriebes.

Anordnung des Kurbelgehäuse zum Teil entlastet und an Gewicht gespart wird. Die Abnahme irgend eines Einzylinders kann erfolgen, ohne daß die übrigen Zylinder oder sonst ein Teil vorher demontiert werden muß. Es ist nur nötig, die Befestigung des betreffenden Zylinders mit dem Gehäuse, sowie dem Saug- und Auspuffrohr zu lösen, um den Zylinder herausheben zu können.

In jedem Zylinderkopf sind in beiderseitigen Taschen je zwei Einlaß- und Auslaßventile untergebracht, die durch zwei an beiden Motorseiten befindlichen Nockenwellen gesteuert werden. Die Ventile sind unter sich austauschbar.

Die Anhubstößel sind mit Stellschrauben zur Einstellung der Ventile versehen.

Das Kurbelgehäuse ist aus Aluminiumguß ausgeführt und zweiteilig. An den oberen Teil sind die Gehäusefüße, sowie die Lager für die Kurbelwelle und die Steuerwellen mit angegossen. Bekanntlich ist es bei dieser Anordnung möglich, das Gehäuseunterteil entsprechend schwächer auszuführen. Vor allem aber kann durch Beseitigung des unteren Gehäuseteils das ganze Getriebe zugänglich und teilweise abmontierbar gemacht werden. Es konnten ferner auch infolge der angewandten Preßschmierung die Dimensionen des Unterteiles wesentlich kleiner gewählt werden.

Die Einzelheiten der Getriebeteile wie Kolben, Kolbenbolzen, Pleuelstange, Kurbelwelle, sind in den Fig. 1, 7, 8 und 9 deutlich zu erkennen. Die Kurbelwelle ist zwischen jeder Kurbel gelagert.

Der Antrieb der Steuerwellen erfolgt an der der Schwungradlage entgegengesetzten Seite mittelst Zahnräder, von denen diejenigen an den Steuerwellen aus Phosphorbronze angefertigt sind. Sie dienen zugleich zur Übertragung der Bewegung auf die Wasserpumpe und den Zündapparat. Die auf der Anlaßseite des Motors liegende Steuerwelle trägt an ihrem anderen Ende (beim Schwungrad) ein Zahnrad zum Antrieb der gemeinsamen kleinen Kurbelwelle für die Öl- und Benzinpumpe (Abb. 10).

Die Vergaserkonstruktion ist ebenfalls neuartig und aus den Fig. 1 bis 4 und 7 ersichtlich, Hauptluft-, Nebenluftmenge und die aus der Düse strömende Benzinmenge werden stets im richtigen Verhältnis zu einander und zur Tourenzahl bzw. Belastung des Motors bei beiden Vergasern gleichzeitig zwangsläufig reguliert. Hierbei herrscht bei jeder Lage der Vergaserschieber, also von der größten Eröffnung des Vergasers bis zum völligen Abschluß ein solcher Unterdruck an der Benzindüse, daß ein Herausfließen- oder -tropfen von Benzin nicht vorkommen kann. Die Einstellung der Gemischregulierungsorgane beider Vergaser erfolgt durch einen einzigen Hebel, der in der Mitte einer kreisrunden Platte gelagert ist, die mit ihrem Untergestell auf dem Saugrohr montiert ist (Fig. 1, 2 und 4.) Jeder Vergaser besitzt einen kleinen Benzinbehälter, dem das Benzin durch die schon erwähnte Benzinpumpe zugeführt wird. Durch eine Überlaufvorrichtung wird der Benzinspiegel auf konstanter Höhe gehalten. Das überlaufende Benzin fließt in das tiefer liegende Gefäß zurück, aus dem die Benzinpumpe saugt. — Die Benzindüsen sind so ausgebildet und in die Benzinbehälter eingebaut, daß weder im Falle von Wirbelbildung in der Flüssigkeit, noch durch Neigungen des Motors die Saughöhe in den Düsen sich ändert. Die eben besprochenen Einrichtungen machen die sonst übliche aber nicht immer zuverlässige Schwimmervorrichtung entbehrlich.

Von den Vergasern aus wird das Gemisch durch eine allen sechs Zylindern gemeinsame Saugleitung zugeführt. (Fig. 1 und 2.) Durch eine besondere Einrichtung wird erreicht, daß jeder Zylinder gleich viel und gleichartiges Gemisch erhält.

Die Benzindruckleitung wie auch die Öldruckleitung sind zur Kontrolle mit je einem Manometer versehen (Fig. 2).

Wie schon gesagt, besitzt der Motor Preßschmierung. Die hierzu erforderliche kleine Kolbenpumpe (Fig. 10) ist als Saug- und Druckpumpe ausgebildet. Der Öldruck kann von 0 bis über 2 Atm. gesteigert werden. Zur Regulierung desselben, bzw. der dem Motor zugeführten Ölmenge ist ein

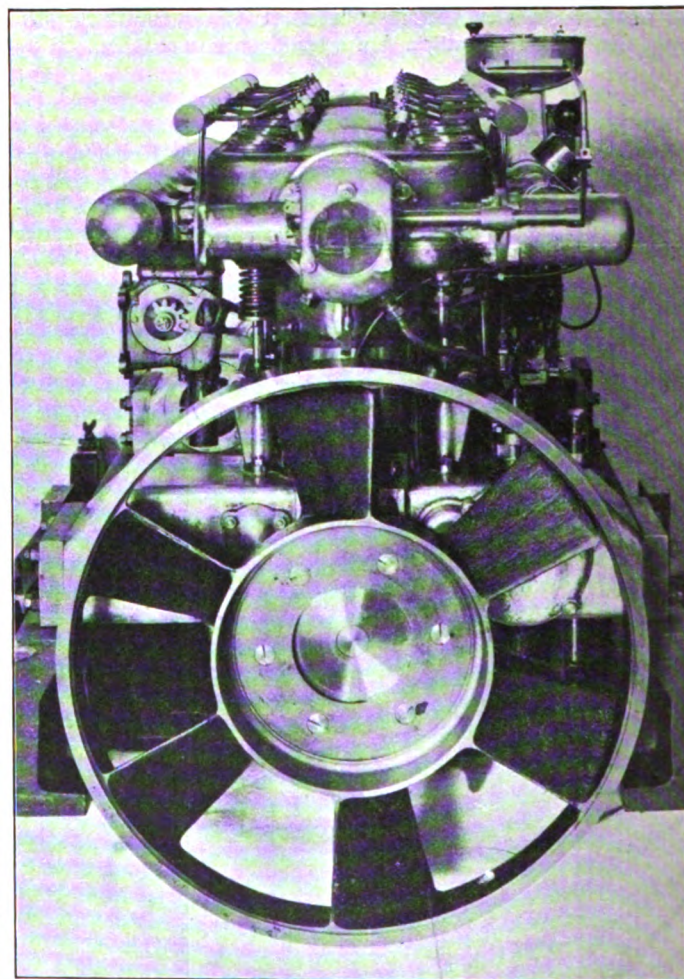


Fig. 5. Maybach-Motor. Ansicht der Schwungradseite.

150 PS Maybach-Motor der Luftfahrzeug-Motorenbau-Gesellschaft m. b. H. Friedrichshafen und dessen Prüfung.

Von Graf v. Zeppelin jr., Dipl.-Ing.

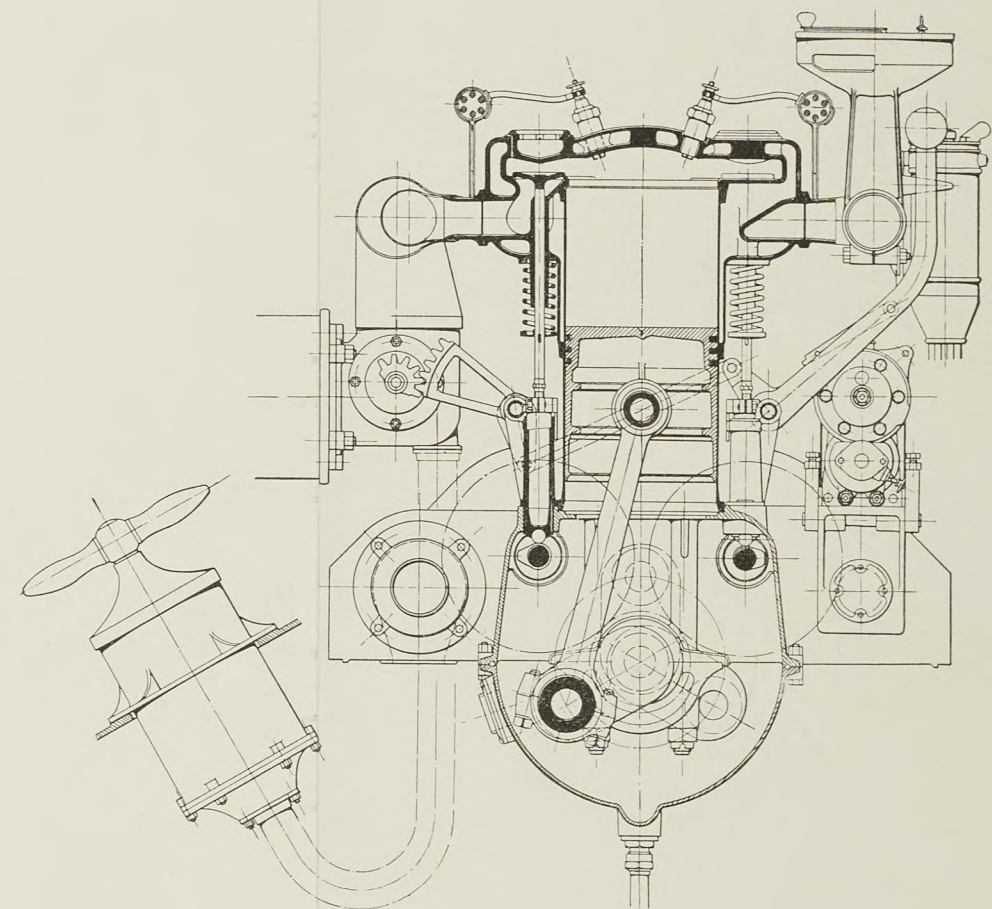
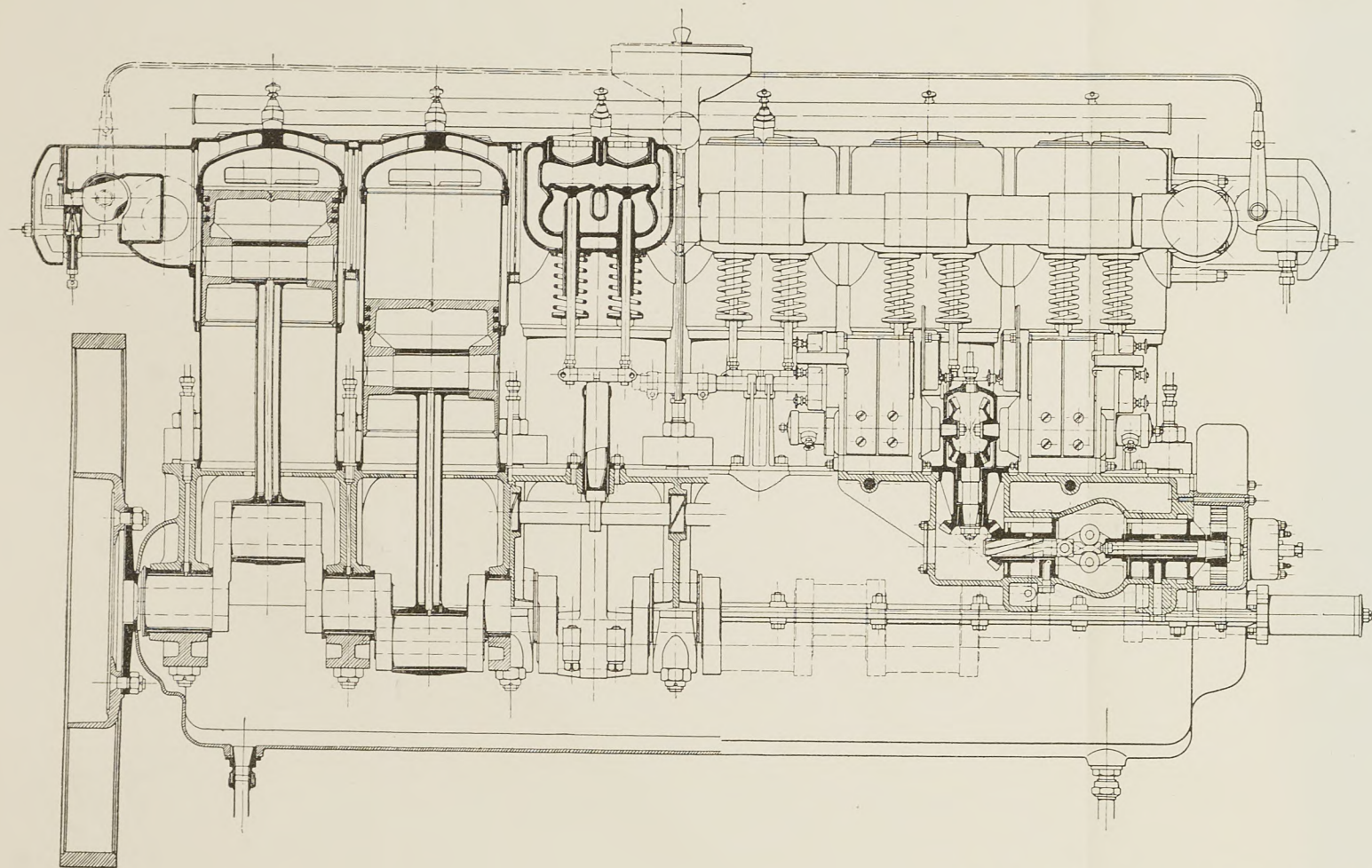


Fig. 1. 150 PS Luftfahrzeugmotor System Maybach.

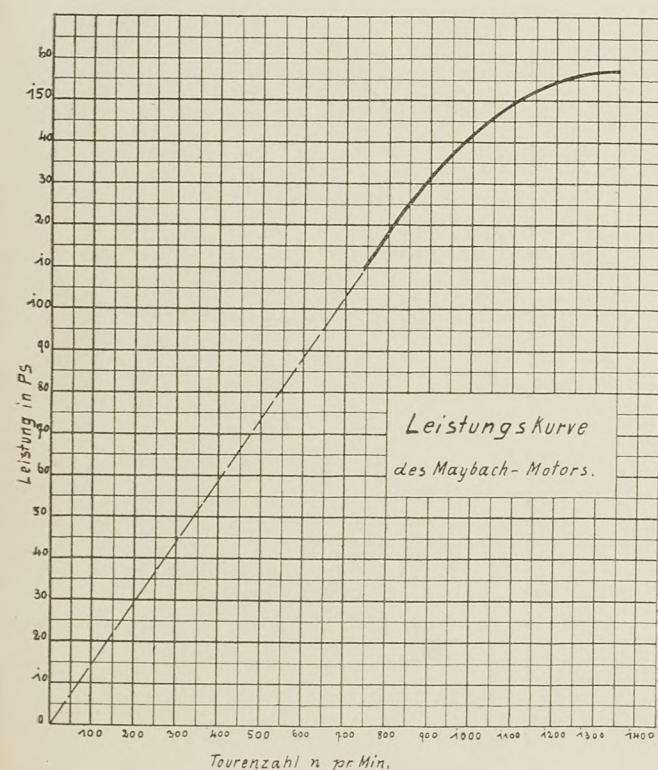


Fig. 13. Leistungskurve.

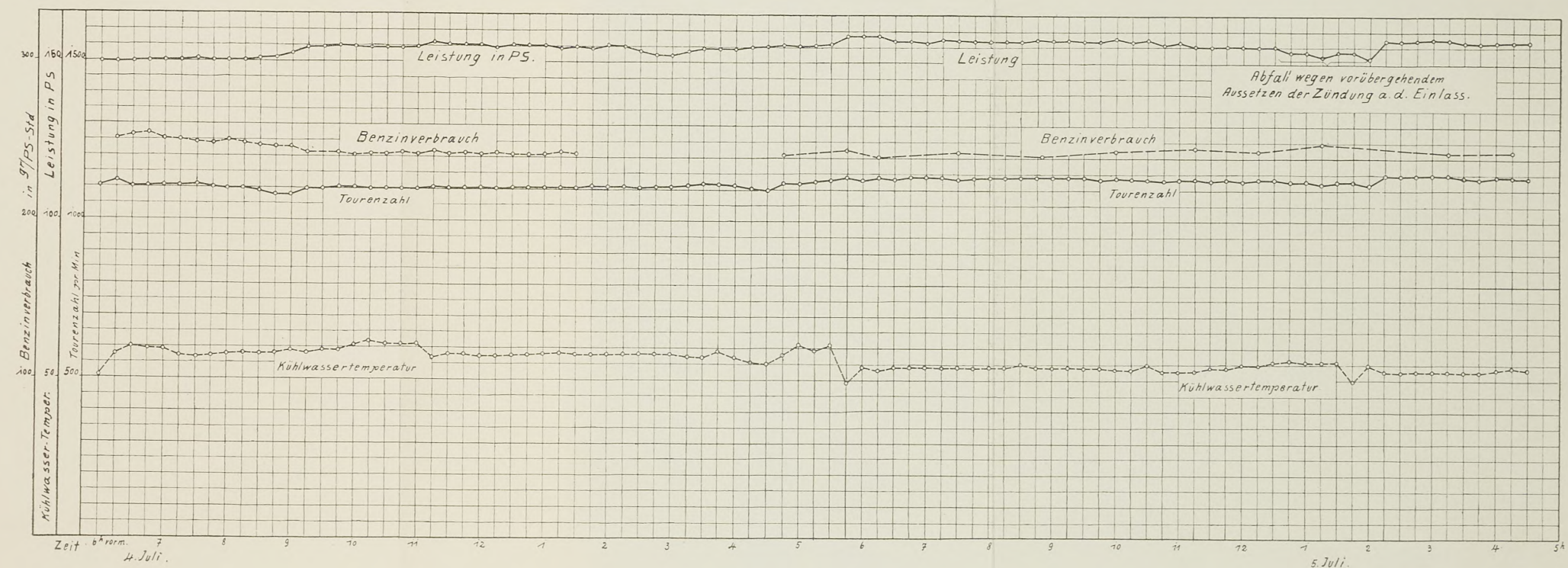


Fig. 14. Dauerversuch eines Maybach-Motors am 4. u. 5. Juli 1911.

einstellbares Überlaufventil angebracht, durch welches das überflüssige Schmieröl nach dem Ölbehälter zurücklaufen kann. Letzterer ist mit einer Kühlvorrichtung versehen, durch welche das im Unterteil des Kurbelgehäuses sich wieder sammelnde Schmieröl hindurchläuft, bevor es von der Pumpe in den Motor zurückbefördert wird.

Das Kühlwasser wird durch eine Turbinenpumpe (Fig. 9) in Umlauf gesetzt und durchfließt den gekühlten Auspufftopf und der Reihe nach die einzelnen Zylinder, um dann in den Kühlapparat zurückzuegelangen.

Die Zündung erfolgt durch je zwei Hochspannungskerzen auf jedem Zylinderkopf, welche

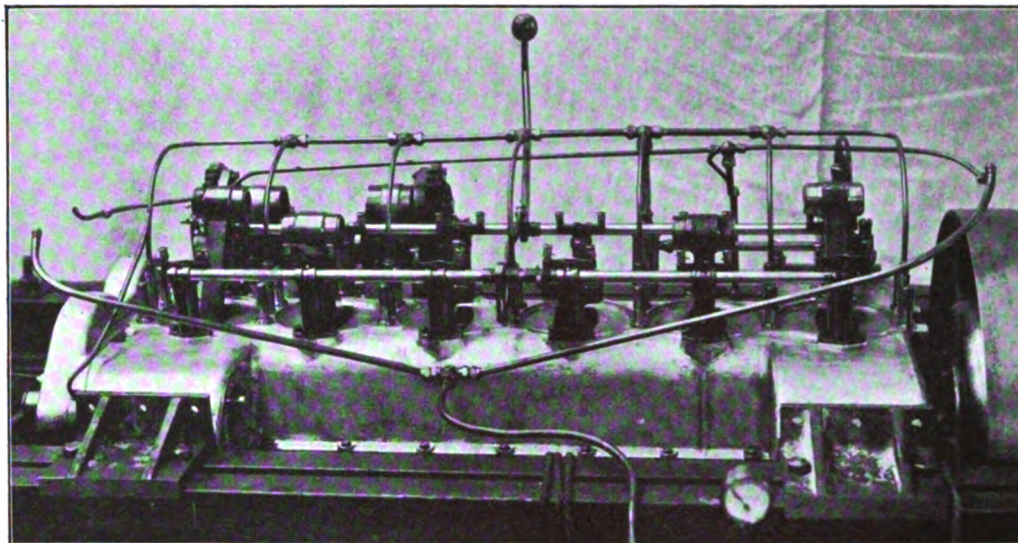


Fig. 6. Maybach-Motor ohne Zylinder, Saug- und Auspuffleitung.

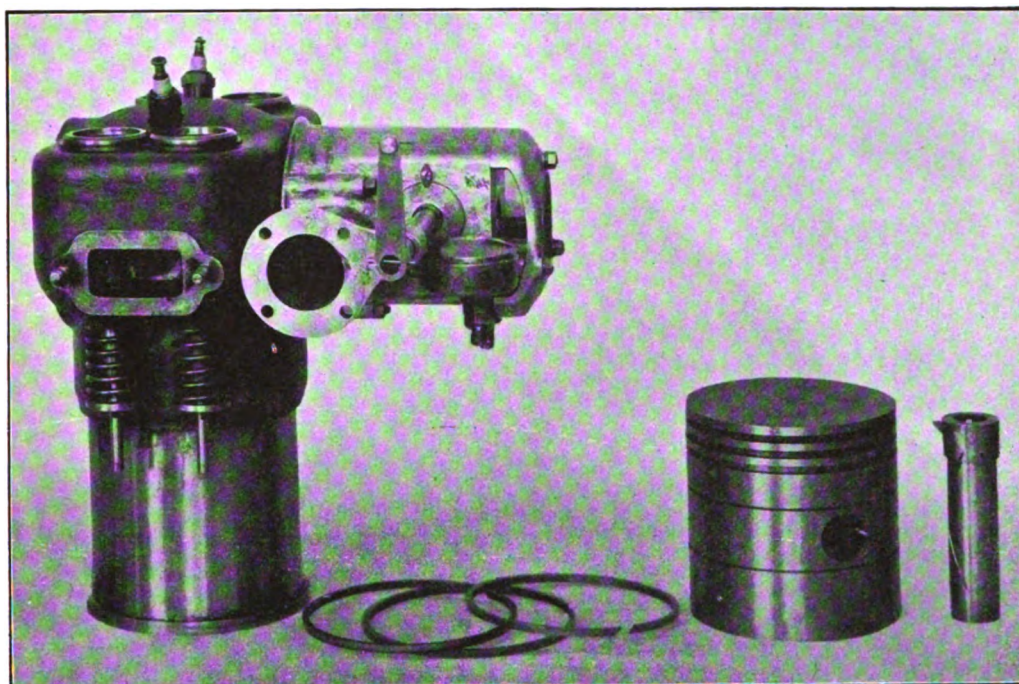


Fig. 7. Zylinder mit Vergaser sowie kompletter Kolben des Maybach-Motors.

Durchgehen vorzüglich bewährt. Die Zündmomentverstellung erfolgt selbsttätig von einem in den Antrieb der Hochspannungsapparate eingeschalteten Regler aus (Fig. 12), der außerdem im Fall eines Wellenbruchs oder dem plötzlichen Fortfall der Belastung die Zündung sofort dauernd abstellt, so daß die normale Umdrehungszahl nur um ca. 200 Umdrehungen für einen Augenblick emporschnellt. Diese selbsttätige Abstellung wirkt so gut, daß man, ohne für den Motor etwas befürchten zu müssen, während des Vollbetriebes die Kupplung plötzlich ausrücken kann.

Für die auf der Saugseite befindlichen Kerzen ist zum Anlassen des Motors Batterie-zündung mit Bosch-Anlaß-Zündspule vorgesehen. Das Ein- und Ausschalten der Zündung erfolgt von Hand durch einen kleinen Doppelhebel.

von zwei Bosch-Hochspannungsapparaten unabhängig von einander ihren Strom erhalten. Die Kabel nach den Zündkerzen sind in Rohren, welche an den Zylinderköpfen entlang laufen, verlegt (Fig. 1 bis 5). Die Tatsache, daß im Automobilbetrieb beim Durchgehen von Sechszylindermotoren der gewöhnliche Hochspannungsapparat oder irgend ein Organ des Antriebes desselben gelegentlich beschädigt wurde, ließ es ratsam erscheinen, den Motor mit dem neuen Bosch-Hülsenmagnetapparat Type H. L. 6 zu versehen. Diese Apparate haben sich bei dem mit jedem durchgeprüften Motor wiederholt künstlich hervorgerufenen

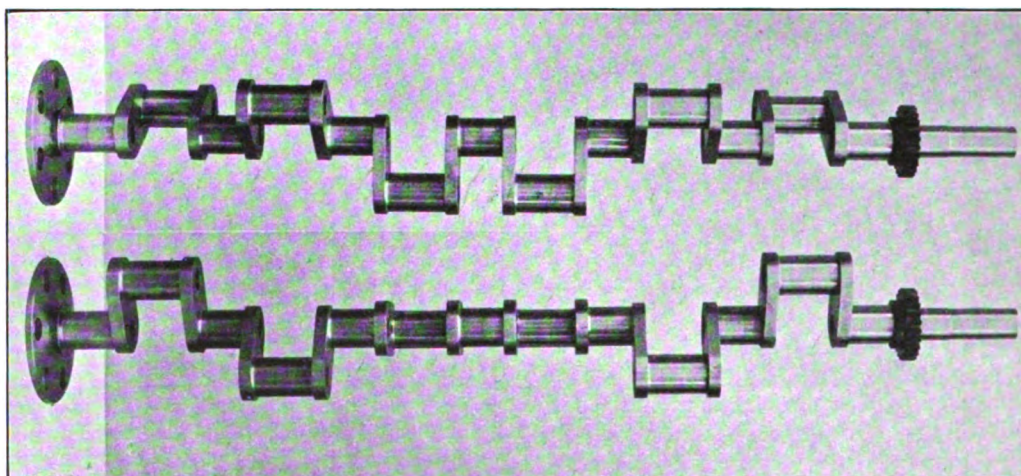


Fig. 8. Kurbelwelle des Maybach-Motors.

Die Konstruktion des Motors ist so durchgeführt, daß fast jeder einzelne Teil unabhängig von den anderen demontiert werden kann. Vom betriebsfertigen Motor können innerhalb 20 Minuten alle Zylinder abmontiert werden.

Das Gewicht des Motors beträgt mit gekühltem Auspufftopf ohne Wasserfüllung 438 kg, mit Wasserfüllung 450 kg.

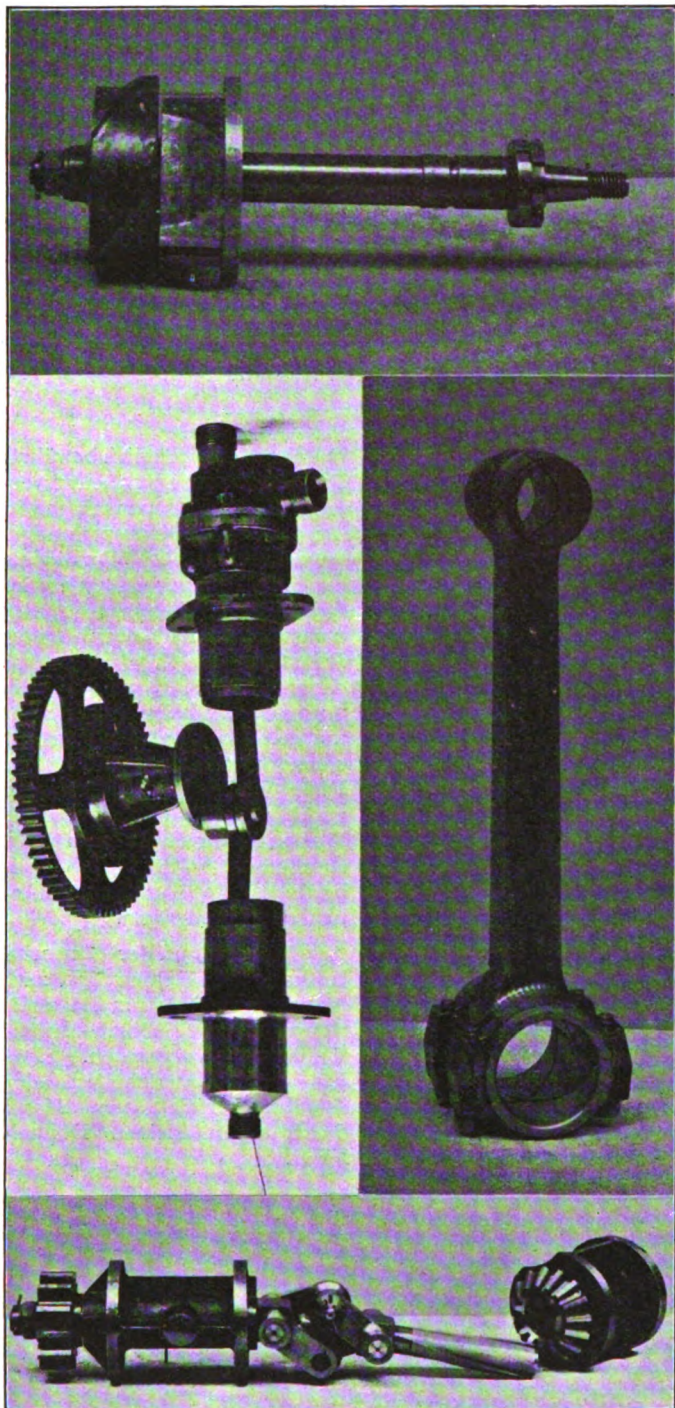


Fig. 9 bis 12.

Fig. 9. Wasserpumpe. Fig. 10. Öl- und Benzinpumpe.
Fig. 11. Pleuelstange. Fig. 12. Antrieb der Zündapparate mit Regler.

Die Inbetriebsetzung des Motors erfolgt durch eine besondere Anlaßvorrichtung (D. R. P.) (Fig. 1, 2, 4 und 6). Sie besteht darin, daß mittelst eines einzigen Handgriffes sowohl sämtliche Ventile angehoben werden, wie auch ein Rundschieber betätigt wird, der gleichzeitig die Auspufföffnung am Auspufftopf schließt und dafür eine Saugrohrleitung nach einer Vakuumhandpumpe öffnet (Fig. 1). Durch einige kurze kräftige Hübe mit dieser Handpumpe wird gutes

Gemisch aus den Vergasern in die Zylinder gesaugt. Nach gleichzeitigem Schließen der Ventile und Wiederöffnen der Auspufföffnung springt dann durch Betätigung der Anlaßzündspule der Motor ohne Ankurbeln an.

Die normale Betriebsumdrehungszahl beträgt 1100 bis 1200. Der Motor läuft hierbei völlig erschütterungsfrei. Die Leistung ist in Fig. 13 als Funktion der Tourenzahl dargestellt und daher ohne weiteres abzulesen. Sie beträgt für die oben erwähnten Umdrehungszahlen 150—154 PS und wird auch bei 24 stündigem Dauerbetrieb eingehalten. Der mittlere effektive Kolbendruck, berechnet aus der Beziehung

$$p_m = \frac{1,15 N}{D^2 \cdot S \cdot n \cdot z}$$

ist für 150 PS = 6,2 kg.

Der Benzinverbrauch beträgt ca. 240 g pro PS/Std., der Ölverbrauch 24 g pro PS/Std. Der Motor bedarf während des Betriebs so gut wie keiner Wartung.

Als Kupplung wurde für die Z-Schiffe eine »Hele-Shaw«-Lamellenkupplung vorgesehen, deren Gewicht 31 kg beträgt. Sie bewirkt ein vollkommen stoßfreies Einrücken und verursacht keine Tangentialdrücke.

Die Motorprüfeinrichtungen des Luftschiffbau Zeppelin.

Dieselben umfassen zwei Motorprüfstände, und zwar einen elektrischen Bremsstand und einen Bremsstand mittelst Pendelrahmen und verstellbarem Windflügel.

Der Boden des Prüfraumes ist betoniert und mit Ablauf- und Kanälen für abfließendes Wasser, Öl u. dgl. versehen. In dem Betonboden sind Lagerschienen zur Montierung der Maschinen, Motorböcke usw. eingesetzt. Über den Prüfständen ist freihängend ein starker I-Träger mit Laufkatzen angeordnet. Das für den Betrieb der Motoren erforderliche explosionsichere Bensenreservoir ist außerhalb der Prüfraumes aufgestellt. An die Benzinleitung vom Reservoir nach den Motorprüfständen ist zur Bestimmung des Benzinverbrauchs der Motoren eine Meßeinrichtung angeschlossen. Sie besteht aus zwei gläsernen Meßzylindern und den nötigen Umleitungsvorrichtungen.

Zur dauernden Feststellung der Motortourenzahl sind an beiden Prüfständen Präzisions-Tachometer Type C Z der »Deutschen Tachometerwerke«, Berlin, montiert.

Der elektrische Prüfstand (Fig. 15).

Derselbe besteht aus einem feststehenden Montagebock für den zu prüfenden Motor, einer mit elastischer Bolzenkupplung versehenen Bremsdynamo, einer kompletten Schalttafel mit elektrischen Meßinstrumenten, den erforderlichen Schaltern und einem Nebenschlußregulator, aus den Belastungswiderständen zur Vernichtung des von der Dynamo erzeugten Stromes und endlich einem Flüssigkeitsanlasser.

Die zur Belastung des zu prüfenden Motors dienende Gleichstrom-Nebenschluß-Dynamomaschine Type SF 25 der Bergmann-Elektrizitäts-Werke ist als Wendepolmaschine für 460 Volt, 100 KW und 800 bis 1400 Touren gebaut. Um jeden Motor auch auf plötzlichem Fortfall der Belastung prüfen, d. h. ihn absichtlich durchgehen lassen zu können ferner, auch die Möglichkeit zu haben, den Motor jederzeit sofort für sich allein in Betrieb zu nehmen und endlich auch um die Kupplung (Hele Shaw) auf ihre Brauchbarkeit zu prüfen, ist die zum jeweiligen Motor gehörige Kupplung an dessen Schwungrad montiert und durch Zwischenwelle mit der Dynamokupplung verbunden.

Die elektrischen Leitungen sind so angelegt, daß die Bremsdynamo mittels Umschalter und dem Strom der Zentrale als Elektromotor zum Antrieb des Benzinmotors benutzt werden kann. Dadurch ist es jederzeit möglich, an dem zu prüfenden, auch nicht im Selbstbetrieb laufenden Motor irgend welche Untersuchungen an Einzelteilen desselben vorzunehmen oder solche einlaufen zu lassen. Ferner kann auf diese Weise die Lehrgangswiderstandsarbeit bestimmt und der Motor angeworfen werden. Im letzteren Fall wird während des Ganges der Elektromotor als Dynamo umgeschaltet, sobald der Benzinmotor begonnen hat, mit eigener Kraft zu laufen.

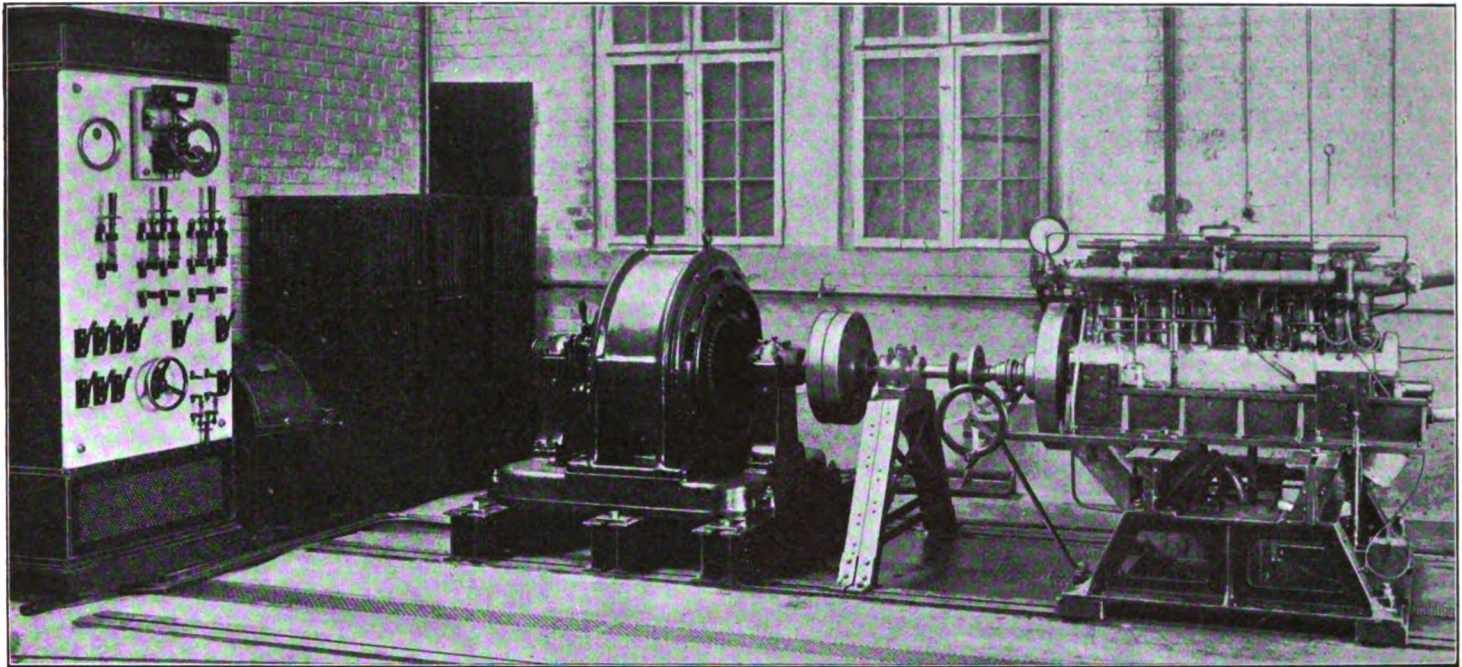


Fig. 15. Elektrischer Prüfstand der Versuchsabteilung des Luftschiffbau-Zeppelin.

Die Belastung und damit auch die Umdrehungszahl des zu prüfenden Motors kann durch Einschalten der einzelnen elektrischen Belastungswiderstände sowie durch den Nebenschlußregulator der Dynamo nach Belieben während des Betriebes geändert werden. Es kann auf diese Weise die Leistungskurve des Motors, wie eine solche in Fig. 13 wiedergegeben ist, ermittelt werden.

Die Bremsleistung des zu prüfenden Motors bei irgend einer Umdrehungszahl ist nach Ablesung der Stromstärke und Spannung des von der Dynamo erzeugten Stromes leicht zu ermitteln nach der Beziehung:

$$\text{Leistung des Motors in PS} = \frac{\text{Volt} \cdot \text{Ampere}}{736 \cdot \eta}$$

wobei η den Wirkungsgrad der Dynamo bedeutet.

Die Prüfung der Motoren durch eine solche elektrische Anlage ist eine durchaus zuverlässige und auch weit vielseitigere als jede andere Bremsvorrichtung.

Prüfstand mit Pendelrahmen und Windflügel (Fig. 17).

Der zu prüfende Motor wird hierbei auf einem starken Rahmen montiert, der mit zwei hohlen Zapfen aus Stahlguß auf je einem Kugellager drehbar ruht. Jeder dieser Zapfen ist in je zwei Quertraversen aus zähem Stahlguß gelagert. Die Längsseiten des Rahmens werden durch je zwei Träger gebildet, deren Anordnung aus Fig. 16 und 17 ersichtlich ist. An diesen Trägern sind die besonders konstruierten Lagerstücke zur Befestigung des Motors verschiebbar angebracht. Es sind hierzu nur die Muttern der jeweiligen beiden Befestigungsbolzen zu lockern, um diese Lagerstücke entsprechend der Entfernung der Gehäusefüße des Motors einzustellen. Die Rahmenkonstruktion hat sich als sehr stabil erwiesen.

Die Kugellager, in denen sich die Rahmenzapfen drehen, ruhen auf eisernen Böcken. Da zur Bestimmung des Drehmoments nur ein geringer Ausschlag des Pendelrahmens

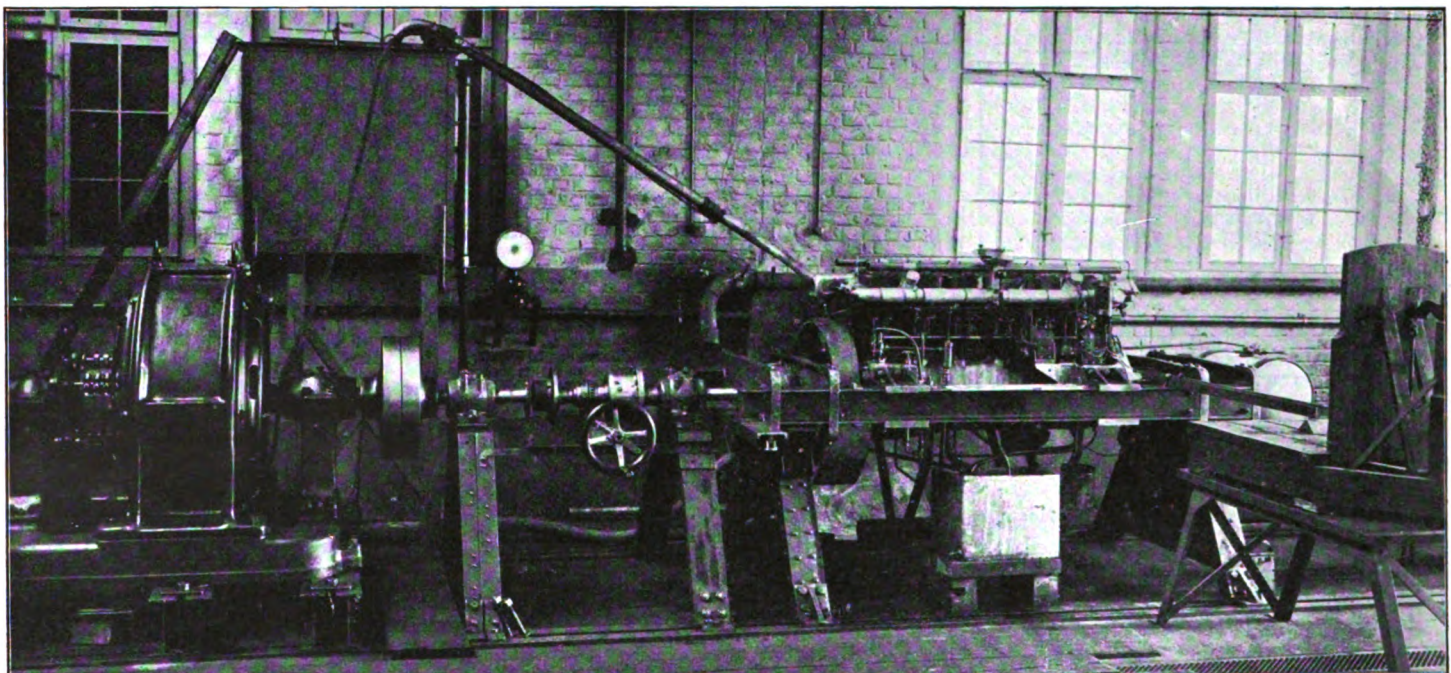


Fig. 16. Elektrischer Prüfstand mit Pendelbrennsbock von Prüfstand II.

erforderlich ist, sind vier Stellschrauben angeordnet, durch welche auch die Drehbewegung des Rahmens ganz aufgehoben werden kann. Zur Ausbalancierung der ganzen Einrichtung mit aufmontiertem Motor usw. ist ein Gegengewicht in Form eines starken Rundes Eisens unterhalb des Rahmens befestigt. Der zu prüfende Motor wird innerhalb des Rahmens so montiert, daß die Achse der Kurbelwelle desselben genau mit der

Flügelflächen sind zur Veränderung der Motorbelastung auch während des Betriebes vom Prüfstand aus durch eine Vorrichtung verstellbar (Fig. 17).

Wird nun der aufmontierte Motor in Betrieb gesetzt und dessen Kurbelwelle in ihrer Bewegung durch den Windflügel gehemmt, so sucht sich der übrige Teil des Motors mit dem Pendelrahmen in entgegengesetzter Weise zu drehen;

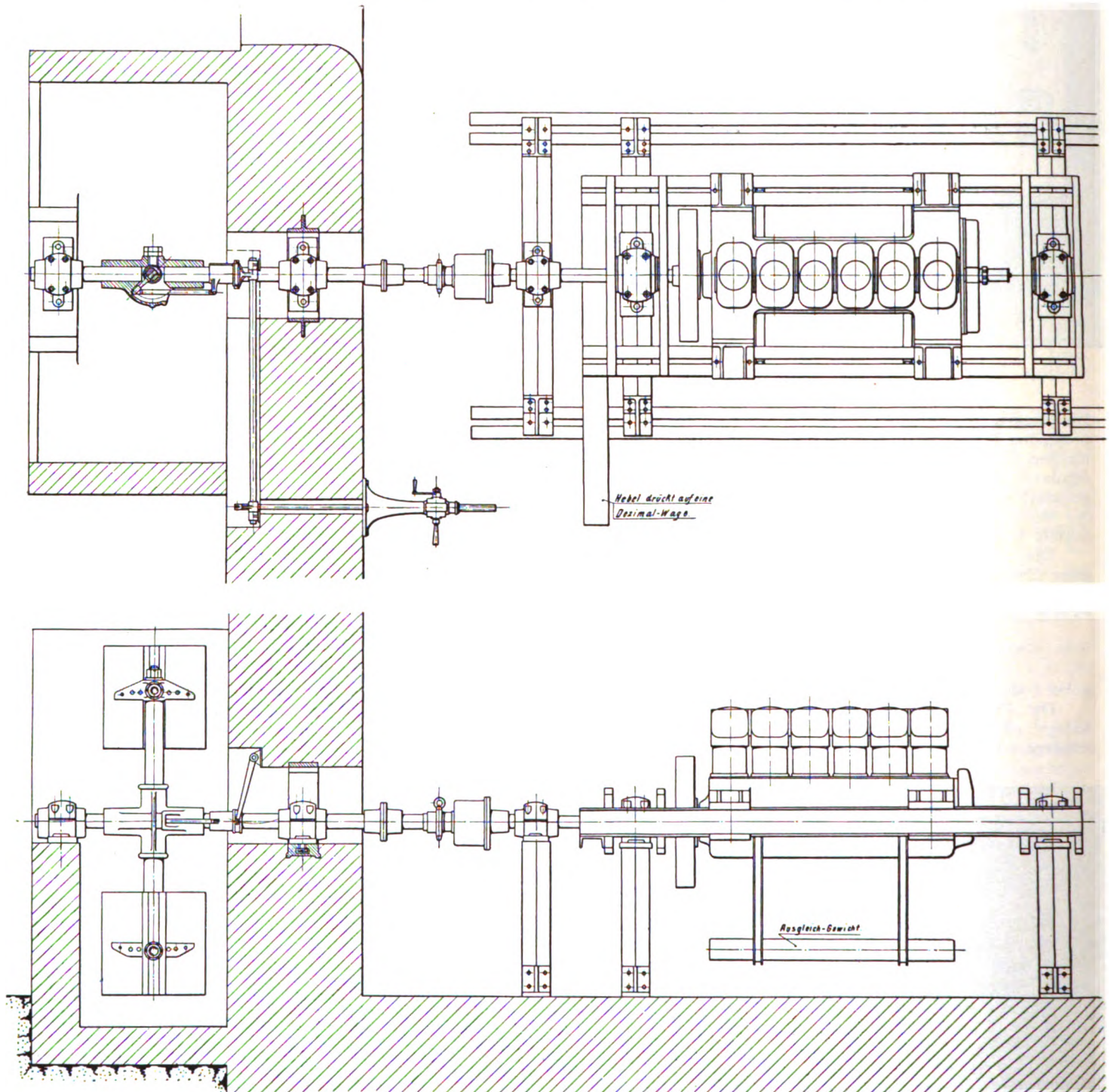


Fig. 17. Pendelbremsbock mit verstellbarem Windflügel.

Längsachse der Lagerzapfen des Rahmens, die zugleich Längsachse des letzteren ist, zusammenfällt. Der Wellenstrang, welcher die Verbindung zwischen Windflügelwelle und Kurbelwelle des Motors herstellt und daher durch den einen hohlen Rahmenzapfen hindurchgeht, ist mit einer Hele-Shaw-Kuppung versehen.

Der Windflügel ist außerhalb des Versuchsraumes im Freien aufgestellt zwischen zwei Betonschutzmauern. Seine

er erzeugt also ein Drehmoment, welches beispielsweise als Druckwirkung auf eine Dezimalwage (Fig. 16) ermittelt werden kann. Dieses Drehmoment ist durch aufgelegte Gewichte auf der Wagschale bestimmt, sobald die Wage auf ihre Gleichgewichtslage einspielt.

Bedeutet P die am Hebelarm R des Pendelrahmens wirkende Kraft, gemessen durch die Dezimalwage, N die effektive Motorleistung in PS und n die Umdrehungs-

zahl des Motors, so ist das erzeugte Drehmoment

$$P \cdot R = \frac{60 \cdot 75}{2 \pi \cdot n} \frac{N_e}{n} \sim 716 \frac{N_e}{n} \text{ m/kg (genau } 716,2 \frac{N_e}{n})$$

und damit die effektive Motorleistung

$$N_e = \frac{1}{716} P \cdot R \cdot n$$

Die beschriebene Prüfeinrichtung bildet zugleich eine wertvolle Ergänzung des elektrischen Bremsstandes, indem die Pendelrahmeneinrichtung als Kontrolle und Eichung der elektrischen Prüfanlage benutzt werden kann. Es ist nur nötig, an Stelle des festen Montagebockes des elektrischen Prüfstandes den Pendelrahmen zu setzen (Fig. 16) und beim Betrieb ein und desselben Motors beide Meßverfahren gleichzeitig anzuwenden. Unter Vernachlässigung der nicht genau gleichen Reibungswiderstände muß dann sein

$$\text{Motorleistung in PS} = \frac{\text{Volt} \cdot \text{Ampere}}{736 \cdot \eta} = \frac{1}{716} P \cdot R \cdot n$$

Dieser Versuch ist auch ausgeführt und mittels beider Methoden gleichzeitig die Leistungskurven eines Motors aufgenommen worden. Das Ergebnis war ein sehr günstiges. Es ergab sich bei den meisten Tourenzahlen eine volle Übereinstimmung, während die größte Differenz nur 1,8 PS = 1,4% betrug.

Flugschau.

Am 1. bis 3. Oktober fand die erste österreichische Flugwoche am Wiener Neustädter Flugfelde statt. Die Wettfliegen sind mit Preisen in der Gesamtsumme von 50 000 K dotiert. Der erste Tag war infolge ungünstiger Witterung nicht sehr zahlreich besucht, obwohl in sportlicher Hinsicht Hervorragendes geleistet wurde.

Die Ergebnisse waren folgende:

1. Eröffnungspreis -300 K
Karl Warchalowski (Autobiplan) 33 : 34.
2. Dauerpreis 10 000 K
Oberleutnant Bier (Etrich) 2 : 42 : 27. (Österr. Rekord.)
3. Distanzpreis 5000 K sowie Tagespreise
Oberleutnant Bier (Etrich) 250 km.
Dieser Distanzflug wurde mit einem Passagier ausgeführt und bedeutet einen neuen Weltrekord (Level 241,79 km).
4. Höhenpreis 5000 K sowie Tagespreise
Oberleutnant Bier (Etrich) relative Höhe 675 m
Sablatnig (Autobiplan) „ „ 650 m
K. Warchalowski (Autobiplan) „ „ 220 m.
5. Überlandflugpreis Wiener Neustadt—Neunkirchen
A. Warchalowski (Autobiplan) 24 : 0
Oberleutnant Miller (Etrich) 26 : 0.
6. Überlandflugpreis Wiener Neustadt—Wien und zurück
Oberleutnant Blaschke mit Passagier (Etrich) 1 : 29
Sablatnig (Apparat verbrannt)
Ritter v. Umlauff (Lohner-Pfeilflieger) havariert.

Es ereigneten sich auch zwei Unfälle, nämlich der Apparat Sablatnigs verbrannte bei einem Überlandflug und Rittmeister v. Umlauff stürzte; in beiden Fällen kamen die Flieger und ihre Passagiere mit heiler Haut davon.

Der zweite Flugtag verlief weniger ergebnisreich, da ein Wind von 7 bis 12 Sek/m das Fliegen erschwerte.

1. Eröffnungsflug
Sablatnig (Autobiplan) 34 : 30.
2. Dauerpreis
Sablatnig (Autobiplan) 1 : 03 : 51.
3. Höhenpreis
Oberleutnant Bier (Etrich) 670 m
Sablatnig (Autobiplan) 280 m.

Am dritten Flugtage unternahmen Oberleutnant Bier auf Etrich Renn-Eindecker mit 120 PS österreichischem Daimlermotor mit zwei Passagieren von Wiener Neustadt nach Neunkirchen einen Flug. Darauf flog er die 112 km lange Strecke von Wiener Neustadt nach Wien und zurück in 58 Minuten. Durch diesen Flug schlug Bier den Weltrekord von Nieuport 110 km. Nach Wien flogen außerdem noch Oberleutnant Miller und Oberleutnant Blaschke, beide auf Etrich-Eindecker.

Am Sonntag den 8. Oktober, dem letzten Tage der Flugwoche stellte Illner mit einem Passagierdauerflug von 4 Stunden 5 Minuten

einen österreichischen Passagierdauerrekord auf. (Weltrekord Gerard 4 Stunden 13 Minuten.) Er gewann den Dauerpreis in Höhe von 15 000 K. Oberleutnant Bier erreichte 2018 m Höhe und gewann dadurch den Kaiserpreis, für die größte erreichte Höhe. Die Strecke Wiener Neustadt—Neunkirchen legten Oberleutnant Miller (Etrich) und Stanger (Etrich) siebenmal zurück. Den Überlandflugpreis nach Neunkirchen gewann Oberleutnant Miller mit 11 Flügen, den nach Wien Ritter v. Blaschke mit zwei Flügen. In den Kaiserpreis für Militärpiloten mußten sich von Umlauff (Lohner-Daimler) und v. Blaschke teilen.

Einen neuen Weltrekord für Überlandflüge mit sechs Passagieren stellte am 18. Oktober Roger Sommer mit einem Fluge von Reims nach Châlons auf. Außer den sechs Passagieren führte Sommer noch 80 l Benzin und 60 l Öl mit, im ganzen eine Belastung von 600 kg. Die 60 km lange Strecke wurde in 55 Minuten ausgeführt; der Zweidecker hat einen 70 PS Gnomomotor.

Am 20. Oktober führte Hanuschke auf seinem Eindecker einen wohl gelungenen Flug über Berlin aus.

An der technischen Hochschule in Stuttgart ist eine ordentliche Professur für Luftschiffahrt errichtet worden.

Orville Wright führt seit einigen Wochen in Amerika interessante Versuche mit einem neuen Gleitflieger aus. Der Gleitflieger ist mit einer Einrichtung zur Verwindung versehen und besitzt eine Schwanzfläche von 8 qm. Es gelangen Wright sehr vorzügliche Gleitflüge und vor allem soll er mit seinem neuen Apparat einen völligen Stillstand in der Luft erzielt haben. Der Gleitflieger stand in einem Fall vollständig ruhig während 6 Min. 24 Sek. über einem vorher bestimmten Punkte. Dieser ganze Flug dauerte 9 Min. 45 Sek., ein Zeitraum, der ganz bedeutend die Flugdauer aller anderen Gleitflüge übersteigt.

Den Weltrekord für Dauerflüge mit drei Passagieren schlug am 30. Oktober der Österreicher Warchalowski durch einen Flug von 45 Min. Dauer.

Mit Schluß des Monats Oktober lief die Frist um die Bewerbung des Michelin-Pokals ab. In Frankreich gewann Helen die 16 000 M. des Michelin-Pokals. Der englische Michelin-Pokal (10 000 M.) fiel an Cody durch einen Flug von 415 km während 5 Std. 21 Min.

Einen neuen russischen Höhenrekord hat in der Krim Leutnant Gelhar aufgestellt, indem er während eines Überlandfluges 2825 m Höhe erreichte.

Während des 30. und 31. Oktober fand der italienische Rundflug Mailand—Turin—Mailand (300 km) statt. Sieger des Rundfluges war Manissero (3 Std. 16 Min. 2 Sek.), zweiter Verona (3 Std. 17 Min. 56 Sek.). Beide Flieger benutzten Blérioteindecker. Während beider Etappen beförderte Verona Postpakete.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 77 h. K. 38 565. Flugvorrichtung mit Wendeflügelrädern und verstellbaren, die Flügelstellung regelnden Kurvenscheiben. Wilhelm Köhler, Hammer b. Nürnberg. A 29. 8. 08, E 19. 12. 11.
- 77 h. U. 3826. Flugzeug mit von einer pendelnd angeordneten Gondel selbsttätig verstellbaren Stabilisierungsflächen. Willy Urban, Bonn, Viktoriast. ra. A 8. 10. 09, E 19. 12. 11.
- 77 h. C. 17 709. Tragvorrichtung für Drachenflieger mit einer großen Anzahl schmaler übereinander angeordneter gekrümmter Tragflächen. Paul Louis Maurice Caron, Paris; Vertr. H. Springmann, Th. Stort und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 8. 3. 09., E 26. 12. 11. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 30. 3. 08. anerkannt.
- 77 h. C. 18 864. Flugzeug mit Tragflächen von veränderbarer Größe. Anthelme Jean François Christollet und Jacques Marie Joseph Baillou de la Brosse, Paris; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 14. 2. 10., E 26. 12. 11.
- 77 h. D. 23 822. Luftschraube, deren Flügel zum Zwecke der Änderung des Neigungswinkels durch ein Zahnstangengetriebe um die Längsachse verstellbar sind. Rudolf Damm, Eichmühle b. Friedrichshafen. A 22. 8. 10., E 30. 12. 11.
- 77 h. K. 45 795. Wendevorrichtung für die Schlagfläche eines Flügelrades gemäß Patent 235 760; Zus. z. Pat. 235 760. Otto Koch, Mainz, Greiffenklaustr. 15. A 22. 10. 09., E 30. 12. 11.
- 77 h. M. 43 527. Fallschirm für Flugzeuge. Joseph Maraviglia, Colmarerstr. 56, und Heinrich Banzet, Sinnestr. 20, Mülhausen i. Els. A 27. 1. 11., E 30. 12. 11.
- 77 h. R. 29 500. Flugmaschine mit in der Flugrichtung und senkrecht zu derselben streichenden Flächen. Georg Albert Rohde, Hamburg, Lohkoppelstr. 59, und Gustav Ruth, Wandsbek, Feldstr. 136/142. A 25. 10. 09., E 30. 12. 11.

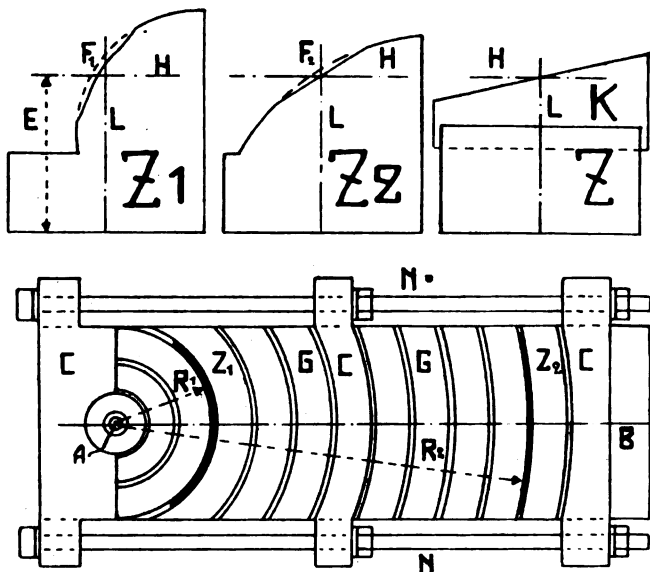
46 c. H. 54 890. Vorrichtung zum Massenausgleich von Kolbenventilen an umlaufenden Verbrennungskraftmaschinen. Gg. Hoffmann, Frankfurt a. M., Zietenstr. 24. A 17 7. 11., E 23. 12. 11.

Patent-Erteilungen.

46 a. 240 959. Explosionskraftmaschine mit strahlenförmig angeordneten Zylindern. Société des Moteurs Gnome, Paris; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner und E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 6. 11. 10. S. 32 531. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 24. 11. 09. anerkannt.

Auszüge aus Patentschriften.

238 088. Vorrichtung zur Herstellung von Propellern. Dr. Wegner v. Dallwitz in Neckargemünd. — Zinken, die eine Anzahl von Querschnitten von Propellerflügeln enthalten, werden in Zinkenkechten so ausgerichtet und eingespannt, daß sie die Form der Querschnitte des Propellers im Raume wiedergeben, so daß die Querschnitte der zu formenden Flügel im



Zu Nr. 238 088.

Laufe der Bearbeitung von den Zinken abgeformt werden können. Auf einer Sohle (B) ist eine Schraubenachse (A) befestigt, auf die die zu formende Schraube aufgesteckt wird. Um diese Achse herum werden durch Zulagen (G) und Backen (C) die als Lehren für die abgewinkelten Flügelquerschnitte ausgebildeten Zinken Z so eingespannt, daß sie nach dem Radius (R), für den sie den Querschnitt enthalten, zu einem Kreisbogen gekrümmt werden, derart, daß sie die Form des Flügelquerschnittes im Raume abbilden.

Bücher-Besprechungen.

Mit Zeppelin nach Spitzbergen. Bilder von der Studienreise der deutschen arktischen Zeppelin-Expedition.

Ein wunderschönes Buch, namentlich durch die vielen Illustrationen, teilweise sehr schöne Reproduktionen von Dreifarbenaufnahmen von Geheimrat Professor A. Miethe und photographischen Aufnahmen von Leiber.

Nach einem Vorwort des Prinzen Heinrich, dessen reges Interesse nicht nur für die Seefahrt, sondern auch für alle Gebiete der Luftfahrt bekannt ist, bespricht im ersten Kapitel Geheimrat Hergesell das von Zeppelin geplante arktische Luftschiffunternehmen und den Zweck der Studienreise mit dem Dampfer »Mainz« nach Spitzbergen, die Ausrüstung dieses Schiffes und eines kleinen norwegischen Schiffes für die wissenschaftlichen Untersuchungen, photographischen Aufnahmen usw. Es handelt sich namentlich um ozeanographische, meteorologische und ärologische Forschungen.

Im zweiten Kapitel schildert Geheimrat Miethe die Reise der »Mainz«. Dieses, in neun Unterkapitel geteilte Kapitel, ist das umfangreichste, aber auch interessanteste und schönste des Buches. Der Verfasser hat es verstanden, einen fesselnden Erzählerton anzuschlagen, wie wir ihn bei unseren Hochschulprofessoren selten finden. Nicht nur die erste wissenschaftliche Arbeit, auch die sonstigen Begebenheiten werden in Wort und Bild geschildert.

Die »Mainz« wurde von S. M. S. »Carmen« begleitet, einem älteren Torpedoboot von nur 300 Tonnen Wasserverdrängung. Der

Kommandant, Oberleutnant z. S. von Bartenwerffer schildert im 3. Kapitel die Beteiligung der »Carmen« an der Expedition.

Im 4. Kapitel beschreibt Professor von Drygalski die Vereinigung Spitzbergens, im 5. Kapitel Professor Dr. Reich das Sonnenklima, im 6. Kapitel v. d. Kneesebeck eine Nacht im ewigen Eise und die Pracht der Mitternachtssonne. Hans Hilmer schildert im 7. Kapitel eine erfolgreiche Seehundsjagd, Leiber, der Photograph der Expedition, eine Gletscherbesteigung im 8. Kapitel. Die zahlreichen auf Spitzbergen nistenden Vögel behandelt in Wort und Bild Graf von Zedlitz und Trützschler im 9. Kapitel »Streifzüge eines Ornithologen«. Wichtig ist das 10. Kapitel, in dem wieder Hergesell zum Wort kommt, um die Fahrt des kleinen norwegischen Dampfers »Fönix« in das Polareis zu schildern. Auf der Fahrt durch die Kingsbai fand man die Expedition Isachsen und konnte sie mit Proviant versehen. Die Fahrt des »Fönix« ging weit ins ewige Eis hinein, wo von Eisschollen aus Aufstiege mit dem mitgeführten Fesselballon vorgenommen und Versuche mit Eisankern für Luftschiffe gemacht wurden. Hieran schließt sich der Bericht über die ärologischen und meteorologischen Untersuchungen. Zu diesem Zwecke wurden viele Aufstiege von Pilotballonen, dem bekannten »Doppelgespann Hergesell« ausgeführt.

Im letzten Kapitel kommt Zeppelin selbst zum Wort und beantwortet die Frage: »Hat unsere Expedition die Zweckmäßigkeit der Verwendung meiner Luftschiffe zur Erforschung der Arktis ergeben?« mit »ja« und sagt zum Schluß:

»Man darf sich den Verlauf eines Forschungsfluges vielmehr wie ein fast gefahrloses Unternehmen ungefähr folgendermaßen vorstellen:

In Entfernungen von etwa 360 km untereinander werden in der gewählten Richtung Staffelpätze angelegt, die mittels wiederholter Rückfahrten zum Ausgangspunkt mit den nötigen Vorräten an Lebens- und Betriebsmitteln versehen werden. Die erste Eisstaffel wird dadurch als Hauptstaffel eingerichtet, daß sich von dem an der Eisgrenze verweilenden Eisschiff ein von einem Kraftschlitten mit Luftschraube gezogener Schlittenzug, beladen mit allen erforderlichen Vorräten und Dingen dorthin begibt. Dieser Schlittenzug führt einen Funkspruchapparat mit, und er kann, wenn im Notfall gerufen, einem zurückkehrenden Luftschiff oder dessen Besatzung entgegenfahren.

Ein zweites Luftschiff bleibt an dem Ausgangsort zur Ablösung oder Hilfeleistung für das ausgeflogene bereit.

Von einem ersten Forschungsunternehmen bis zur Entfernung von 1500 bis 2000 km könnte beispielsweise ein Luftschiff nach gründlichen Untersuchungen an vier Haltepunkten und Wiederaufnahme der gebildeten Staffeln am zwölften Tag auf Spitzbergen zurück sein. Mit gleichzeitig arbeitenden zwei Luftschiffen und Verwendung der doppelten Zeit ließe sich die erforschte Erstreckung außerordentlich verlängern.

Freilich, um Forschungsflüge von Spitzbergen aus unternehmen zu können, müssen die Luftschiffe erst von Deutschland aus dorthin gelangen. Über die Frage, wie das zu machen ist, haben sich schon viele den Kopf für mich zerbrochen. Die Lösung lautet einfach: sie fliegen dorthin. Daß und wie sie das können, werden ihre — hoffentlich in nicht zu ferner Zeit von Hamburg ausgehenden — Flüge aller Welt klar machen.

Nicht ganz so bestimmt lautet das Urteil anderer Teilnehmer der Expedition. So sagt Prinz Heinrich am Schluß seines Vorworts:

»Diese Studienreise erwies sich als außerordentlich nutzbringend, bot sie doch Gelegenheit, klimatische, meteorologische, sowie geographische Studien anzustellen, auch die Beschaffenheit des Polareises kennen zu lernen, und zwar unabhängig von dem augenblicklichen Stande der Luftschifftechnik und unabhängig von der Frage, ob das Projekt der Erforschung der arktischen Regionen mit Luftschiffen jetzt oder später zur Tat wird, mit einem Wort, die Studienreise war Vorbedingung für das geplante Unternehmen!

In wie großer Nähe, oder in wie weiter Ferne die Verwirklichung des Gedankens der Erforschung der arktischen Regionen mit Hilfe von Luftfahrzeugen liegt, wird wesentlich abhängig sein von dem Maße der Entwicklung dieser Fahrzeuge zu Dauerleistungen, großem Aktionsradius und Unabhängigkeit von technischen Hilfsmitteln.

Sind diese Bedingungen erfüllt, so dürfte der Ausführbarkeit einer arktischen Forschungsreise mit Luftfahrzeugen — System Zeppelin — nichts im Wege stehen.

Sofern staatliche Mittel für ein solches Unternehmen nicht flüssig zu machen sein sollten, wäre zu hoffen, daß opferfreudige Männer sich in der Zukunft finden werden, welche bereit sind, eine Kulturaufgabe lösen zu helfen, die des deutschen Namens würdig ist.

Aber ganz unabhängig davon, ob die Luftreise nach dem Pol ausgeführt wird oder nicht, scheint doch die Expedition der »Mainz« sehr fruchtbringend gewesen zu sein, und das Studium des Buches darüber ist ein Genuß, der Besitz desselben jeder Bibliothek eine Zierde.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN DR. S. FINSTERWALDER	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. R. DR. FRITZ HUTH E. JOSSE UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
---	---	---	---

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

25. November 1911.

Heft 22.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24-maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reißner, Aachen. (Fortsetzung.) S. 277.
Über den Luftwiderstand gekrümmter Flächen. Von Ing. Dr. phil. Arthur Boltzmann. (Schluß.) S. 279.

Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen. S. 283.
Militärflugschau. S. 284. — Flugschau. S. 285.
Patentschau. S. 285.
Bücher-Besprechungen. S. 288.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reißner, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 20.)

Fahrtsschrauben

Erfährt eine Schraube eine im Verhältnis zu ihrer Umfangsgeschwindigkeit merkliche, fortschreitende Geschwindigkeit in der Richtung ihrer Drehachse, so möge sie als Fahrtsschraube bezeichnet werden. Sie weist wesentliche Unterschiede auf gegen die ortsfeste Schraube, indem sie einen Teil der hineingesteckten Arbeit zur Verschiebung des an ihr befestigten Fahrzeugs verwendet, während der ortsfeste Propeller die ganze Arbeit in das Strömungsmedium hineingehen läßt.

Während ferner die ortsfeste Schraube im allgemeinen sich ihre Strömung selbst ansaugen muß, wird der Fahrtsschraube das Strömungsmedium wesentlich durch ihre eigene Fortbewegung zugeführt. Es machen sogar alle bisherigen Berechnungsweisen die mehr oder weniger stillschweigende Voraussetzung, daß eine Ansaugung der Strömung vor dem Propeller nicht eintritt. In der Tat wäre eine rechnerische Berücksichtigung der bei zu großen Flügelbreiten eintretenden Ansaugung auch recht unbequem, da das angesaugte Medium aus der seitlichen Umgebung des Schraubenstrahls entnommen werden müßte und zur andauernden seitlichen Ausfüllung der infolge der Fahrt entstehenden Strömungslücke Energieumsetzungen an allen Stellen des Raumes stattzufinden hätten. Es dürften also die dynamischen Gesetze nicht mehr allein auf den Schraubenstrahl beschränkt bleiben, würden dann aber bei unserer Unkenntnis der so entstehenden seitlichen Strömungsvorgänge

keine bestimmten Ergebnisse mehr liefern. Die Forderung, Fahrtpropeller so zu bemessen, daß sie sich ohne Ansaugung oder Stauung in das Strömungsmedium hineinschrauben, erscheint daher wohl berechtigt. Zur Erfüllung dieser Bedingung wird es darauf ankommen, die Flügelbreiten im Verhältnis zu den Steigungswinkeln, Wölbungen, Fahrt- und Umdrehungsgeschwindigkeiten in ein passendes Verhältnis zu bringen.

Die Durchführung der bisherigen Ansätze.

In dem folgenden Teil dieser Arbeit soll der Druck hinter dem Propeller gleich dem des umgebenden, ruhenden Strömungsmediums gesetzt werden. Diese Voraussetzung wäre richtig, wenn durch den Propeller ein nicht rotierender Strahl in die freie Atmosphäre geworfen würde und durch diese, ohne sie mitzureißen, hindurchginge. Die Rotation des Strahles sowohl, als seine Injektorwirkung haben aber das Bestreben den Druck unmittelbar hinter dem Propeller nach innen zu unter den Druck der freien Atmosphäre zu verringern. Diese Druckminderung muß einen gewissen Einfluß, der vorläufig außer Acht gelassen werden soll, auf die zulässige Flügelbreite und die günstigste Propellerform haben und mit dieser Vernachlässigung stellt sich die in Folgendem zunächst gegebene Berechnung als eine Ausarbeitung und Verfolgung der bisher in der Literatur versuchten Ansätze dar.

Diese Vernachlässigung wird deswegen begangen, weil sie ein außerordentlich viel einfacheres Berechnungsverfahren liefert und richtige Propellerkräfte, wenn auch nicht die allergünstigsten Propellerformen liefert.

Übrigens hängt der Druck hinter dem Propeller auch von den hinter dem Propeller befindlichen Strömungs-

hindernissen ab, eine Tatsache, die sich an der immerhin merklichen Verschiedenheit der Wirkung von Zug- und Druckpropellern erkennen läßt.

Die Fehler infolge solcher Umstände sollen später abgeschätzt werden.

Unter der Voraussetzung also, daß die Luft mit der Fahrtgeschwindigkeit v in den Wirkungsbereich des Propellers gelangt¹⁾, und daß vor und hinter dem Propeller der Druck des ungestörten Mediums herrscht, dürfen wir nach früheren Feststellungen (S. 17 und 18 ds. Jahrg.) Schub- dP und Drehmoment dL des Flächenelements bdr einmal aus dem Widerstandsgesetz der gewölbten Platte, das andere Mal aus den Sätzen von der Bewegungsgröße ansetzen zu:

$$dP = dr bc_1 \frac{\omega^2 r^2}{\cos \epsilon} (\alpha + \delta) (1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon) = \rho dF v v_1 \quad (8b) \quad (5b)$$

$$dL = r dr bc_1 \frac{\omega^2 r^2}{\cos \epsilon} (\alpha + \delta (\operatorname{tg} \epsilon + \beta)) = \rho dF v \omega_1 r^2 \quad (9b) \quad (6b)$$

Hierin waren $\operatorname{tg} \epsilon = \frac{v}{\omega r}$, $\beta = \frac{c_2(\alpha^2 + \gamma^2)}{c_1(\alpha + \delta)}$ das Auftriebs- zu-Widerstandsverhältnis, v_1 und ω_1 die absoluten Abströmungsgeschwindigkeiten und $dF = r 2\pi r dr$ der vom Flügелеlement gefaßte Teil des Einstromungsquerschnittes.

Führen wir wiederum die spezifische Flügelvölligkeit $m = \frac{c_1 b dr}{\rho dF}$ und die Verhältniszahlen $\operatorname{tg} \epsilon_1 = \frac{v_1}{\omega r}$ und $\frac{\omega_1}{\omega} = \mu$ ein, so können wir das letzte Gleichungssystem übersichtlicher schreiben:

$$m (\alpha + \delta) (1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon) = \sin \epsilon \operatorname{tg} \epsilon_1 \quad (29)$$

$$m (\alpha + \delta) (\operatorname{tg} \epsilon + \beta) = \sin \epsilon \mu \quad (30)$$

wonach man die Abströmungsverhältnisse $\operatorname{tg} \epsilon_1$ und μ aus der spezifischen Flügelvölligkeit, der Flügelsteigung und dem Fahrtverhältnis $\operatorname{tg} \epsilon$ angeben kann.

Für Fahrtpropeller wird im Gegensatz zu ortsfesten Hubschrauben die Größe des Wirkungsgrades, d. h. des Verhältnisses von Schubarbeit zu gesammter aufgewandter Arbeit, maßgebend. Man erhält den Wirkungsgrad $\eta = dPv/dL\omega$ des Flügелеlementes ebenfalls aus den Gl. (8b) und (9b) zu:

$$\eta = \operatorname{tg} \epsilon \frac{1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon}{\operatorname{tg} \epsilon + \beta}$$

oder da β mit Hilfe des Winkels zwischen Druckresultierender und relativem Luftstrom (Fig. 2 S. 310 d. Jahrg. 1910) gleich $\operatorname{tg} \varphi$ gesetzt werden darf

$$\eta = \frac{\operatorname{tg} \epsilon}{\operatorname{tg} (\epsilon + \varphi)}$$

Fragen wir, grade wie bei der Betrachtung der verwandten Größe der Kraftausnutzung $\eta = \frac{dP}{dL\omega}$ der Tragschrauben, nach dem Eintreten des Größtwertes, so sehen wir, daß zunächst grade wie dort ein möglichst kleiner Winkel φ , d. h. ein möglichst kleines Auftriebsverhältnis β , anzustreben ist, das wie früher (S. 18 dies. Jahrg.) bei:

$$\beta_0 = 2 \frac{c_2}{c_1} \alpha_0 \quad \alpha_0 = \sqrt{\delta^2 + \gamma^2} - \delta$$

eintritt, also dort, wo die polare Widerstandskurve des Flügelprofils eine durch den Anfangspunkt des Koordinatensystems gehende Tangente hat. (Fig. 5 S. 18 dies. Jahrg.)

Es ist nun aber auch das günstigste Fahrtverhältnis $\operatorname{tg} \epsilon = v/\omega r$, der Fahrtgeschwindigkeit zur Umfangsgeschwindigkeit des betrachteten Flügелеlementes festzustellen, das wir, wenn wir die Ableitung von η nach $\operatorname{tg} \epsilon$ gleich Null

setzen, erhalten, und zwar zu:

$$\operatorname{tg} \epsilon_{\max} = \sqrt{\beta^2 + 1} - \beta.$$

Da β immer klein gegen 1 ist, kann sich dieser günstigste Wert von $\operatorname{tg} \epsilon$ nur wenig von 1, ϵ also nur wenig von 45° unterscheiden, z. B. bei einem günstigsten Auftriebs- zum Widerstandsverhältnis $\beta_0 = 1/15$, $\operatorname{tg} \epsilon = 0,935$, und bei $\beta = 1/10$, $\operatorname{tg} \epsilon = 0,905$.

Der maximal erreichbare Wirkungsgrad wird dann

$$\eta_{\max} = (\sqrt{\beta_0^2 + 1} - \beta_0)^2 = \operatorname{tg} \epsilon_{\max}^2,$$

also für

$$\beta_0 = 1/15 \quad \eta_{\max} = 0,935^2 = 0,877 \text{ und für } \beta = 1/10 \quad \eta_{\max} = 0,819.$$

Es ist zweifelhaft, ob sich das bei gradlinig bewegten dünnen Flügelflächen erreichbare Widerstandsverhältnis $\beta = 1/15$ bei den dickeren, im Kreise bewegten Profilen der Propeller erzielen läßt. Es ist wohl mehr zu empfehlen, nur mit $\beta = 1/10$ zu rechnen.

Der größte Wirkungsgrad eines Propellerflügелеlementes tritt ein bei demjenigen Inzidenzwinkel α_0 des relativen Luftstroms, der dem geringsten Widerstand- zu- Auftriebs-Verhältnis entspricht und bei demjenigen Abstand von der Drehachse, bei dem die Umfangsgeschwindigkeit nahezu gleich der Fahrtgeschwindigkeit wird. Ist β_0 das dem Winkel α_0 entsprechende Verhältnis von Widerstand zum Auftrieb des Flügelprofils, so kann der höchsterreichbare elementare Wirkungsgrad gesetzt werden

$$\eta_{\max} = (\sqrt{1 + \beta_0^2} - \beta_0)^2.$$

Aus der früher sehr starken Anlehnung der Vorstellung an die in einem Gewinde arbeitende Schraube war der Begriff des Slips entstanden. Man stellte fest, daß sich ein Fahrzeug im allgemeinen langsamer bewegte als der Steigung s der Vortriebsschraube entsprach und kennzeichnete das verhältnismäßige Zurückweichen des als Gewinde betrachteten Strömungsmediums durch die Größe:

$$\sigma = \frac{s\omega/2\pi - v}{s\omega/2\pi} = \frac{\operatorname{tg} i - \operatorname{tg} \epsilon}{\operatorname{tg} i} = 1 - \frac{\operatorname{tg} \epsilon}{\operatorname{tg} i}.$$

Der Slip σ für den größten Wirkungsgrad wird erhalten, wenn man die früher berechneten günstigsten Werte des Geschwindigkeitsverhältnisses $\operatorname{tg} \epsilon = \frac{v}{\omega r}$ und des Angriffswinkels $\alpha = i - \epsilon$ in die obige Gleichung einsetzt. Man erhält:

$$\sigma_0 = \frac{\operatorname{tg} \alpha (1 + \operatorname{tg}^2 \epsilon)}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \epsilon}$$

und z. B. für $\alpha_0 = 4^\circ$ und $\operatorname{tg} \epsilon = 0,905$, $\sigma_0 = 0,14$, berechnet auf die Steigung $s = 2\pi r \operatorname{tg} i$ der die Druckseite des Profils tangierenden Schraubenlinie. Wird das Geschwindigkeitsverhältnis $\operatorname{tg} \epsilon$ wie im allgemeinen aus konstruktiven Gründen kleiner, so wird der entsprechende günstigste Slip größer (etwa 20 % für Schiffsschrauben).

Nach Herrn Lanchesters Vorschriften für die Konstruktion von Propellern hätte man die Tourenzahl und Größe des Propellers so zu wählen, daß die Flügелеlemente sich möglichst um die Stelle günstigsten Slips oder günstigsten Fahrtverhältnisses $\operatorname{tg} \epsilon = \frac{v}{\omega r} = 1$ gruppieren. Erstens gelangt man dadurch gewöhnlich zu viel zu großen Propellern, zweitens ist diese Vorschrift bei Propellern vorgeschriebener Tourenzahl im allgemeinen gar nicht ausführbar.

Es ist nun schließlich für das Flügелеlement noch die Frage zu beantworten, welche spezifische Flügelvölligkeit m

¹⁾ Der Einfluß eines vom Fahrzeug erzeugten Vorstroms kommt für Luftpropeller nicht in Betracht, wegen der verhältnismäßig großen Abmessungen der letzteren.

der Forderung ansaugungsfreier Einstromung entspricht. Gemäß den Näherungsvoraussetzungen der ganzen Darstellung wenden wir zu diesem Zweck den Energiesatz auf die von dem betrachteten Flügелеlement erzeugte, ringförmig verteilte Strömung gemäß Gl. 7 S. 311 d. vor. Jahrg. und S. 18 ds. Jahrg. an.

$$dL\omega = dPv + \frac{\rho dF}{2} v (v_1^2 + \omega_1^2 r^2) + dR \quad (7)$$

Das letzte Glied der rechten Seite soll den nicht als erzeugte Strömung auftretenden Energieverlust, also Turbulenz und Wärmeverluste bedeuten. Man geht für eine erste Abschätzung wohl nicht fehl, wenn man diesen Energieverlust proportional der lebendigen Kraft der Strömung setzt, also Gl. (7) in der Form¹⁾

$$dL\omega = dPv + (1 + \eta) \frac{\rho dF}{2} v (v_1^2 + \omega_1^2 r^2)$$

Die obige Gleichung ergibt nun unter Benutzung der Werte von dL , dP , v_1 und ω_1 aus (8 b), (9 b), (29) und (30), d. h. aus den Luftwiderstandsgesetzen und den dynamischen Beziehungen der Bewegungsgröße die folgende Abhängigkeit für die spezifische Völligkeit:

$$m = \sin \varepsilon \frac{2\beta}{(1 + \beta^2)(\alpha + \delta)} \cdot \frac{1}{1 + \eta} \quad (31)$$

Diese Berechnung der Flügelbreite kann als der genauere Ausdruck der von Cotterill zuerst angedeuteten Vorstellung der Wirkungstiefe oder Furchenbreite eines Flügels angesehen werden. Die Schlußweise ist dort die folgende (Fig. 7):

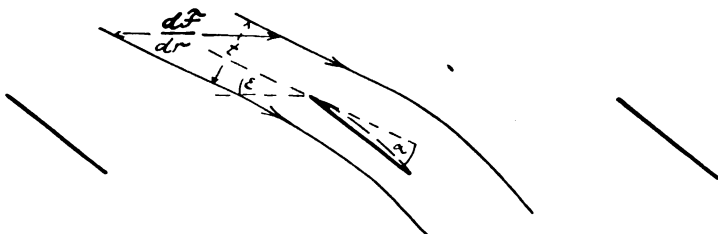


Fig. 7. Wirkungstiefe t eines Flügелеlements.

Der Druckresultierenden $dD = c_1 b dr v^2 \sin \alpha$ auf ein Flügелеlement entspricht ein Luftband von der Masse $\rho t dr v$, das um den Winkel α ohne Änderung der Geschwindigkeit abgelenkt wird, dessen Bewegungsgröße also um $\rho t dr v^2 \sin \alpha$ geändert wird.

Da nun die Druckresultierende gleich der Änderung der Bewegungsgröße sein muß, gewinnt man durch Gleichsetzen der beiden Ausdrücke für die Druckresultierende die Wirkungstiefe

$$t = c_1 b / \rho.$$

Diese Wirkungstiefe stellt man sich nun bei den kreisförmig herumgeführten Flügелеlementen als eine bis zum nächsten Flügel herumreichende Schraubenlinie vor, setzt also $t dr = dF \sin \varepsilon$, wo dF wieder der auf das Flügелеlement entfallende Anteil des Einstromungsquerschnittes ist und erhält schließlich (Fig. 8):

$$m = \frac{c_1 b}{\rho dF} = \sin \varepsilon \quad (31a)$$

Diese Formel ist ähnlich gebaut wie (31) und ergibt auch Flügelbreiten derselben Größenordnung.

Besonders unterscheiden sich die beiden Formeln in ihren Folgerungen bezüglich der günstigsten Flügelform,

¹⁾ Verfasser hat auf S. 18 und 54 ds. Jahrg. eine Abschätzung dieses Turbulenzverlustes für die Hubschrauben mit Hilfe der Hautreibungsarbeit versucht, die nicht einwandfrei ist. Hierauf soll später noch zurückgekommen werden. Der richtigste Weg, den Turbulenzverlust abzuschätzen, ist natürlich die experimentelle Prüfung der Ergebnisse unserer Rechnungen und die Bestimmung der benutzten Koeffizienten aus Versuchsreihen.

und zwar, weil bei der ersten Formel (31) die zulässige Völligkeit m mit wachsendem Luftstoßwinkel α abnimmt.

Dadurch wird (31) als günstigste Flügelform den Drzewiecki-Propeller günstigsten konstanten Luftstoßwinkels α ergeben, (31a) aber eine Form, auf die schon früher Verfasser selbst und Herr Knoller aufmerksam gemacht haben, und die dem Flügel konstanter Steigung sehr nahekommt.

Trotz der rationelleren Ableitung der Formel (31) gegenüber der Faustformel (31a) darf man von vornherein keiner von beiden den Vorzug geben, weil der Einfluß des im Anfang dieses Teils besprochenen Unterdrucks hinter dem Propeller die empfindliche Berechnung der günstigsten Form noch beeinflussen könnte.

Der Bau der Formeln (31) und (31a) zeigt zunächst, daß die zulässige Flügelvölligkeit unabhängig von der Dichte des Mediums ist, also dieselbe in Wasser und in Luft unter sonst gleichen Verhältnissen (gleiche Anstellwinkel α und gleiche Steigungswinkel des Relativstroms ε) ist, da die Dichte ρ nur in m und dort nur in der Verbindung c_1/ρ auftritt, die für alle Medien denselben Wert hat.

Den größten Einfluß auf die Völligkeit hat ersichtlich der Steigungswinkel des Relativstroms oder anders ausgedrückt das Verhältnis von Umfangsgeschwindigkeit zu Fahrtgeschwindigkeit, indem

$$m \propto \sin \varepsilon = (1 + (\omega r/v)^2)^{-1/2}$$

Ist dieses Verhältnis wie bei den langsam laufenden Schiffsschrauben an den Flügelspitzen gleich 2, so wird die Völligkeit dort proportional 0,447, haben wir $\frac{\omega r}{v} = 8$, wie bei

schnelllaufenden Luftschrauben, so ergibt sich $\sin \varepsilon = 0,154$. Das Verhältnis beider Völligkeiten wird dann 2,9.

Hieraus erklärt sich auch vollständig die Tatsache der viel breiteren Propellerflügel der Schiffsschrauben gegenüber den typischen schmalen Flügeln der Luftschrauben.

Manche Schriftsteller haben behauptet, daß die bei Luftschrauben bewährte Schmalheit der Propellerflügel denselben Grund habe, wie die Schmalheit der Tragflächen der Flugmaschinen. Wenn dem so wäre, müßten die Flügel der Schiffsschrauben dieselbe Schmalheit aufweisen. Daß der wahre Grund in dem Geschwindigkeitsverhältnis der Flügelspitzen $\cot \varepsilon$ liegt, geht auch aus der zahlenmäßigen Anwendung von (31) hervor, die genau gerade die jeweilig in Wasser und Luft bewährten Flügelbreiten liefert.

Es ist sehr bemerkenswert, daß die französischen und amerikanischen Pioniere der Flugtechnik, Levavasseur, Voisin und W. und O. Wright, zu den richtigen schmalen Flügeltypen der Schnellläufer aus dem obigen ganz falschen Grunde gekommen zu sein scheinen und zeigt wieder einmal, daß der technische Instinkt der wissenschaftlichen Erkenntnis sehr oft vorseilt.

(Fortsetzung folgt.)

Über den Luftwiderstand gekrümmter Flächen.

Von Ing. Dr. phil. Arthur Boltzmann. (Schluß.)

Aus dem II. physikalischen Institute der k. k. Universität Wien.

Lage der Resultierenden.

Bei gekrümmten Flächen ist es mit einiger Schwierigkeit verbunden, den Ort des Angriffes des Luftwiderstandes zu definieren. In der Tabelle V gebe ich die an den Profilen, welche in zweifacher Größe gezeichnet waren (zweifache Sehnenlänge = 6 cm), abgemessenen Abstände $2d$ der Schnittpunkte der Resultierenden der Einzeldrücke mit der Krümmungsehne von der Mitte der Sehne an. Sie werden von der Mitte nach vorne positiv, nach rückwärts negativ gerechnet.

Die Größen d sind im Diagramm (siehe S. 282 u. 283, vierfache natürliche Größe) eingetragen und ihre Endpunkte

durch Kurvenzüge verbunden. Die ersten Kurven, welche ich einzeichnete, waren die der beiden Kreisflächen. Die Resultierende der Einzeldrücke muß hier, wie diese selbst, durch den Krümmungsmittelpunkt des Kreissegmentes gehen. Bei den positiven Winkeln wirkt nun der Luftwiderstand nach aufwärts; verringert sich die Neigung der Fläche bis zu negativen Winkeln, so geht die Richtung des Widerstandes durch die Horizontale, um im weiteren nach abwärts zu weisen. Da die Resultierende immer radial wirkt (siehe obige Bemerkung bezüglich der Reibungskräfte S. 265), werden die beiden Größen $2d$ bei einem bestimmten Winkel $-\infty$ und springen sofort in $+\infty$ über, um sich mit wachsendem Winkel wieder zu verringern. Diese Unstetigkeit wird eingeleitet, sobald der vordere Teil der Fläche Oberdruck erhält. Er wird näm-

Tabelle V.

Winkel	E	K ₁	K ₂	P ₁	P ₂	P ₃	S
	$2d$ in Millimeter						
+90°	0,0	0,0	0,0	0,0	+ 0,3		
+70	2,1	+ 2,0	+ 1,9	+ 1,9	+ 2,2		
+50	3,8	+ 3,2	+ 2,3	+ 3,9	+ 3,6		
+30	5,6	+ 3,9	+ 2,4	+ 4,7	+ 4,3	+ 5,0	+ 8,0
+20	7,0	+ 4,6	+ 5,0	+ 5,6	+ 5,3	+ 5,3	+ 8,6
+15	8,8	+ 6,7	+ 6,3	+ 7,2	+ 7,0	+ 5,9	+ 9,5
+10	11,9	+ 7,7	+ 3,1	+ 8,1	+ 6,7	+ 6,3	+ 9,4
+ 5	13,3	+ 4,6	- 0,2	+ 4,8	+ 3,6		+ 8,4
+ 4							+ 7,0
+ 2	14,9						+ 2,3
+ 1	15,1						-19,2
0		-10,1	-15,0	-20,6	-12,4	- 3,9	+27,8
- 5		+25,2	+21,2	+19,0	+16,3	+13,1	+11,2
-10		+11,0	+12,0	+ 9,8	+ 9,1	+ 8,0	+ 7,5
-15		+ 9,8	+12,2	+ 8,1	+ 8,1	+ 6,8	+ 6,2
-20		+10,0	+13,2	+ 8,1	+ 8,9	+ 5,9	+ 6,1
-30		+10,1	+12,7	+ 7,5	+ 8,7	+ 6,1	+ 6,1
-50		+ 6,5	+ 8,1	+ 5,0	+ 5,4		
-70		+ 3,0	+ 4,0	+ 2,8	+ 2,5		
-90		0,0	0,0	- 1,0	- 0,8		

lich in diesem Stadium bereits nach abwärts gedrückt, während der rückwärtige Teil der Fläche noch gehoben wird. Die Kurven wurden der Einfachheit halber nur bis an den Rand der Fläche gezeichnet, ihr Verlauf ist jedoch am Schluß asymptotisch zur Ordinate der Umkehrung. Die Umkehrwinkel wurden durch Integration interpolierter Werte näher bestimmt. Es wurden die Größen $2d$ tatsächlich in der unmittelbaren Nähe derselben sehr groß.

Beim Vergleiche der Kurven der einzelnen Profile erkennt man, daß der Sprung bei der Abwärtsneigung der Fläche um so früher stattfindet, je stärker die Krümmung derselben und je weiter sie vorgerückt ist. Der Sprung findet statt:

bei der schwach gekrümmten Kreisfläche K_1 bei zirka -4° ,
 » » stark » » » K_2 » » $-3,3^\circ$,
 » » schwach » Parabelfläche P_1 » » $-1,8^\circ$,
 » » stark » » P_2 » » $-1,5^\circ$,
 » » nahe vorne schwach gekrümmten
 Parabelfläche P_3 » » -1° ,
 » » doppelt gekrümmten Fläche S » » $+0,5^\circ$.

Die Kurven steigen im positiven Aste von $+90$ bis $+20^\circ$ langsam an, von hier ab wandert die Resultierende der Einzeldrücke rascher gegen den vorderen Rand, um nach Erreichen des Maximums von $+d$ nach rückwärts zu eilen.

Bei der stark gekrümmten Kreisfläche K_2 ist der höchste positive Wert bereits bei $+15^\circ$ erreicht, von da ab wandert die Hauptkraft an der Schne nach rückwärts, um bei $+5^\circ$ bereits in der Flächenmitte anzulangen.

Die Kreisfläche K_1 geringerer Pfeilhöhe erreicht ihr Maximum von $+d$ erst bei $+10^\circ$, welches jedoch bedeutend höher ist. Noch etwas höher hinauf geht die Parabelfläche P_1 , und zwar beim gleichen Winkel wie K_1 .

Die stärker gekrümmte Parabel P_2 hat ihr Maximum wie K_2 bereits bei $+15^\circ$, die Werte der $+d$ sind bei den fol-

genden Winkeln auch etwas größer als die der Kreisfläche ähnlicher Pfeilhöhe.

Ist die Krümmung schwach und nahe der Vorderkante, so wird, wie die Kurve von P_3 zeigt, das Maximum von $+d$ nach langsamem Ansteigen erst bei $+5^\circ$, event. sogar noch etwas später erreicht. Bei der doppelt gekrümmten S-Fläche reicht das Maximum mit einem fast konstanten, sehr hohen Wert von $+d$ von $+15^\circ$ bis nahe an $+5^\circ$.

Die Kurven der gekrümmten Flächen werden sichtlich, je mehr sich ihr Profil der Geraden nähert, in der Form der Kurve der ebenen Fläche E ähnlicher, welche letztere bis 0° ansteigt. Zum Vergleich sind noch die Kurven von Langley L und die von Kummer K eingezeichnet, welche an ausbalancierten ebenen Quadratflächen erhalten wurden¹⁾.

Da der Verlauf der Richtungsänderung des Luftwiderstandes bei den untersuchten Profilformen ein ähnlicher ist, ist wohl, besonders unter der Annahme, daß der Schwerpunkt sich nahe der Flächensehne befindet, der Verlauf der Größen d für die Stabilitätsverhältnisse der Flächen von ausschlaggebender Bedeutung. Bei der Fläche P_3 rückt die Resultierende bis $+5^\circ$ nach vorne. Diese Fläche wird daher bis zu diesem Winkel, event. noch etwas weiter, augenscheinlich stabiler sein als z. B. K_2 , wo die Resultierende des Luftwiderstandes bereits von $+15^\circ$ ab nach rückwärts wandert. Bei S bleibt die Resultierende von $+15$ bis $+5^\circ$ fast an der gleichen Stelle. Befindet sich der Schwerpunkt an geeignetem Orte, so wird bei geringen Drehungen um die Ruhelage innerhalb des genannten Bereiches kein erhebliches Kippmoment auftreten, wenn sich der Einfallswinkel der Luft auch etwas ändert. Die stabilsten Flächen für Gleitflieger z. B. dürften also im Bereiche von P_3 und S liegen.

Im negativen Ast rückt die Resultierende der Partialdrücke bei den Kreisflächen, besonders bei K_2 , am langsamsten

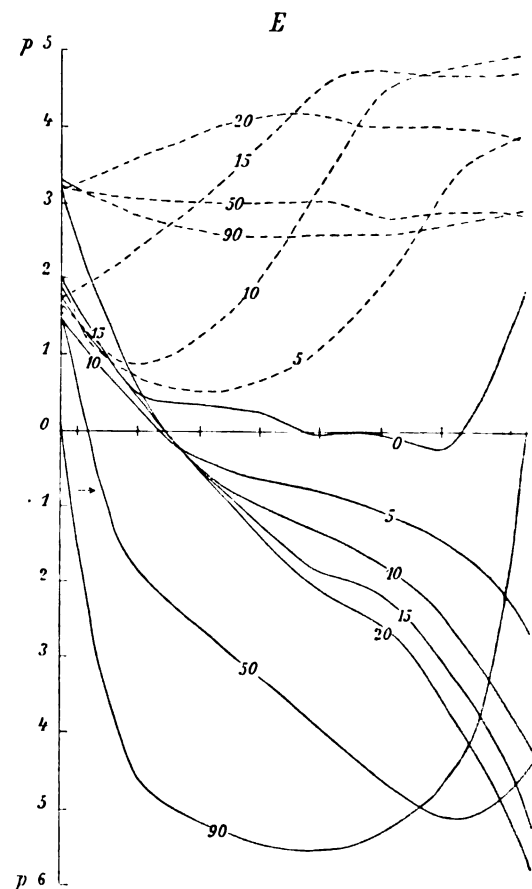


Fig. 6.

gegen die Mitte zurück; rascher schon bei den beiden Parabelprofilen P_1 und P_2 , am schnellsten und gleichmäßigsten jedoch bei P_3 und S .

¹⁾ S. P. Langley, Experiments in aerodynamics. Smithsonian contr. to knowledge, 1891.

Druckverteilung längs der Profile.

In den Fig. 6 bis 10 sind einzelne charakteristische Druckkurven über den abgewinkelten Profilen wiedergegeben. Die Querstriche an der Abszissenachse bezeichnen die Lage der Durchbohrungen für die Druckmessung. Der Luftstrom ist von rechts nach links fließend zu denken, die Lage der Flächen so, daß ihre Konkavität nach abwärts gekehrt ist. Um ein Erkennen des Zusammenhanges der Krümmung mit der Druckverteilung zu erleichtern, wurden die Profile über der Abszissenachse der Diagramme als Sehne eingezeichnet.

Die beigeetzten Zahlen geben den Winkel der Sehne mit der Stromrichtung an. Die Einheit des Maßstabes der Ordinaten ist der Druck von einem Hundertel Millimeter Wasser für ein spezifisches Gewicht der strömenden Luft von 0° C und 760 mm Quecksilberdruck bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 1 m pro Sekunde. Die ausgezogenen Kurven stellen die Druckverteilung auf der unteren Flächen-seite, die gestrichelten die auf der oberen konvexen Seite dar. Die Ordinaten der ausgezogenen Kurven geben daher nach abwärts positiv gezählt die Drücke auf die konkave Seite mit positivem Zeichen. Zählt man die Ordinaten der gestrichelten Kurven nach aufwärts positiv, so erhält man auf der konvexen Seite die Unterdrücke positiv. Zwei einander ent-

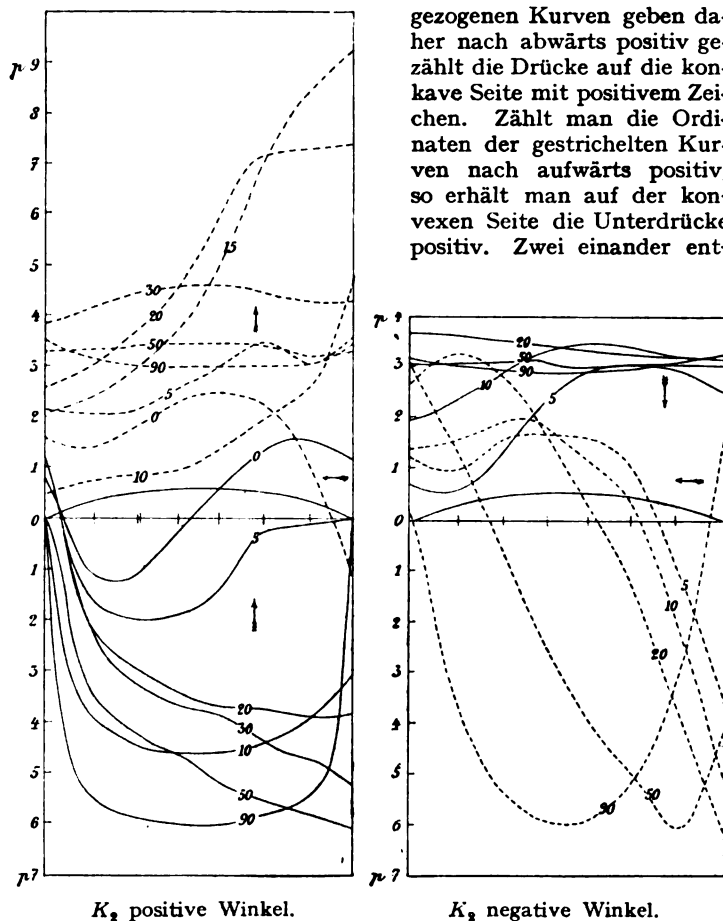


Fig. 7.

sprechende Ordinaten addiert geben den Gesamtdruck, welcher auf das zugehörige Flächenelement wirkt. Ist das Vorzeichen der algebraischen Summe positiv, so ist der Druck gegen die konkave Seite gerichtet, ist es negativ, gegen die konvexe Seite.

Bei der ebenen Fläche Fig. 6 rückt das Maximum des Druckes der dem Luftstrom zugekehrten, bei der Neigung gegen den Horizont bald nach vorne. Die Druckkurven gehen dann in ziemlich gestrecktem Zuge gegen die rückwärtige Kante zu beträchtlichen Unterdrücken über. Die Druckkurve der dem Strome abgekehrten Seite zeigt bei 90° eine Einsenkung in der Mitte. Erst von 20° ab wird die Verteilung des Unterdruckes wesentlich unsymmetrisch. Bei 0° fallen die Kurven der oberen und unteren Seite zusammen. Diese Kurve gibt nahe der Vorderkante einen starken Unterdruck, der nach rückwärts rasch sinkt, in einen schwachen Überdruck übergeht, um dann wieder negativ zu werden. Dies deutet auf eine Wellenbewegung des vorbeistreichenden Luftstromes hin, welche von der Vorderkante

eingeleitet wird. Die Kenntnis der Verteilung des Druckes würde es auch ermöglichen, den Verlauf der Stromlinien in der Nähe der Fläche darzustellen.

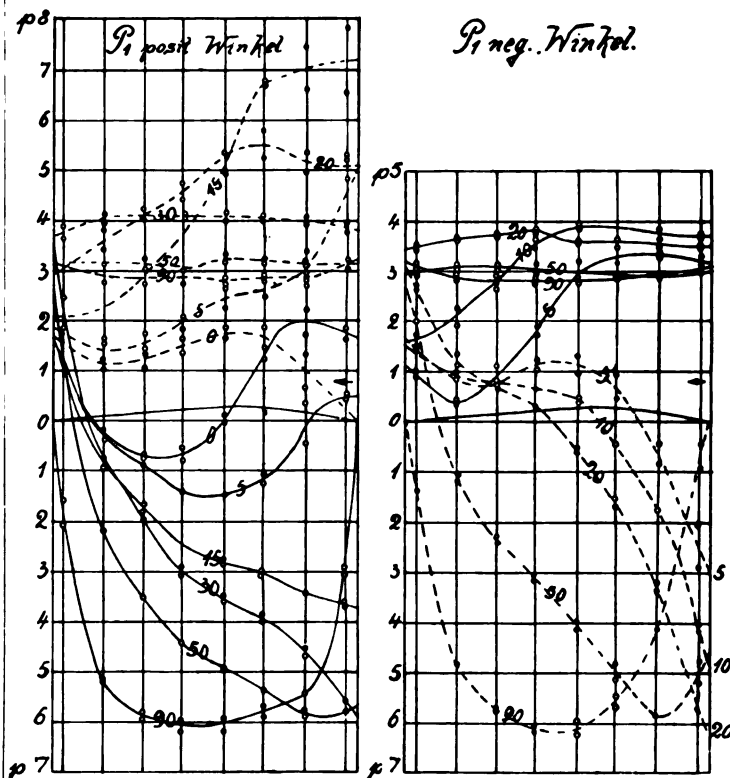


Fig. 8.

Bei der Kreisfläche K_2 (Fig. 7) behält bei den positiven Winkeln der Druck gegen die konkave Seite bis zum Winkel von $+10^\circ$ weit nach rückwärts einen erheblichen Betrag.

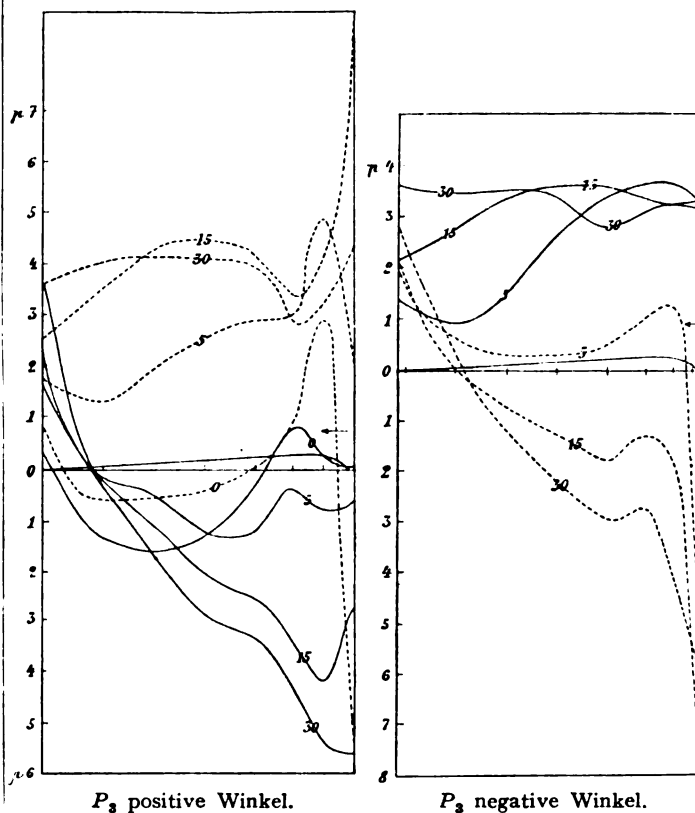


Fig. 9.

Aus den bei $+5^\circ$ und 0° erhaltenen Kurven sieht man deutlich, daß, während die rückwärtige Seite noch gehoben wird, gegen 0° zu der vordere Teil der Unterseite bereits hinabge-

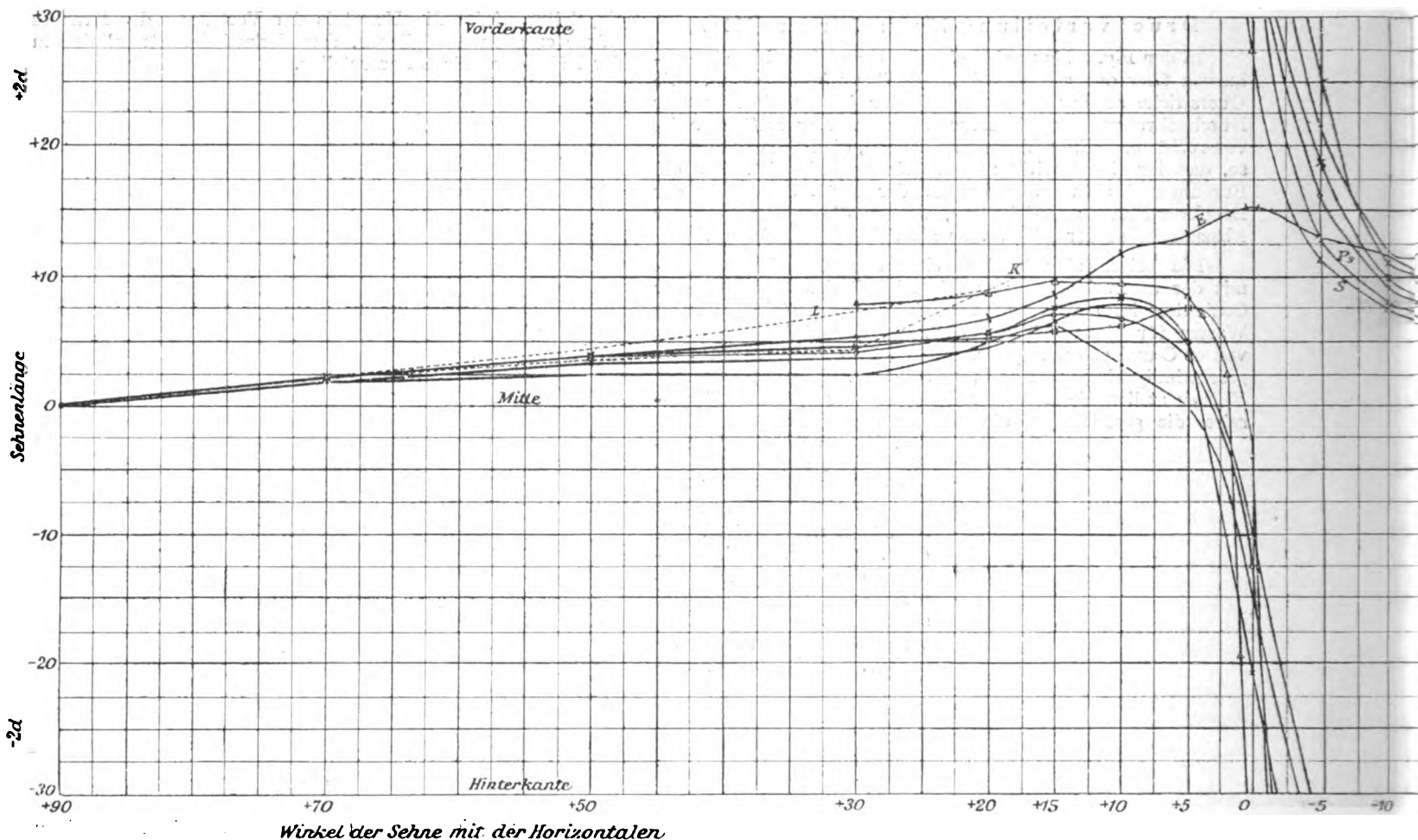


Diagramm.

zogen wird. Bei P_1 (Fig. 8) ist dieses Phänomen noch etwas stärker ausgedrückt und die Welle der Druckkurve auch

nach vorne verschoben, dasselbe gilt von der Fläche P_2 , deren Kurven jedoch hier nicht wiedergegeben sind.

Die dem Luftstrom abgekehrte konvexe Seite von K_1 erleidet bei $+20^\circ$ und $+15^\circ$ sehr große nach vorne ansteigende Unterdrücke. Dieselben haben sich bei $+5^\circ$ bereits stark vermindert, um bei 0° vorne schon in Überdruck überzugehen, während rückwärts noch nach oben ziehender Unterdruck herrscht. Der Überdruck vorne wächst mit zunehmendem negativen Winkel sehr rasch, während der Unterdruck am rückwärtigen Teil sich nur langsam verändert.

Die Druckkurven der Parabelfläche P_1 (Fig. 8) unterscheiden sich von denen der Kreisfläche K_1 hauptsächlich noch darin, daß bei P_1 zwischen den Winkeln -10° bis -20° der Unterdruck am rückwärtigen Teil der konvexen Seite bis zum hinteren Rand ansteigt, während er bei K_1 zuletzt wieder sinkt. Darin zeigt sich aber bei P_1 der Übergang zur ebenen Fläche resp. zur Fläche P_2 . Die Druckverteilungen der Flächen K_1 und P_2 zeigen einen den wiedergegebenen Kurven der ähnlichen Flächen ziemlich analogen Gang und werden daher hier nicht reproduziert.

Die Fläche P_3 mit stark vorgeschobener Krümmung zeigt dementsprechend Fig. 9 vorne eine große Veränderlichkeit des Druckes an. Einen eigentümlichen Verlauf zeigt die konvexe Seite bei den positiven Winkeln, wo sie dem Strome abgekehrt ist, indem der Unterdruck bis $+10^\circ$ nahe der Vorderkante sehr groß wird. Etwas rückwärts geht er in ein kurzes Minimum über, um dann wieder zu steigen. Von $+5^\circ$ ab dreht sich die Kurve gerade um und gibt bald vorne Überdruck, der nach rückwärts in ein scharfes Maximum negativen Druckes übergeht. Dieser Verlauf ist auch noch an den Kurven der konvexen Seite bei den größeren negativen Winkeln zu erkennen.

Sehr charakteristisch sind endlich die Kurven der Oberflächendrücke der doppelt gekrümmten S-Fläche (Fig. 10). Der rückwärtige Teil der Unterseite zeigt besonders zwischen

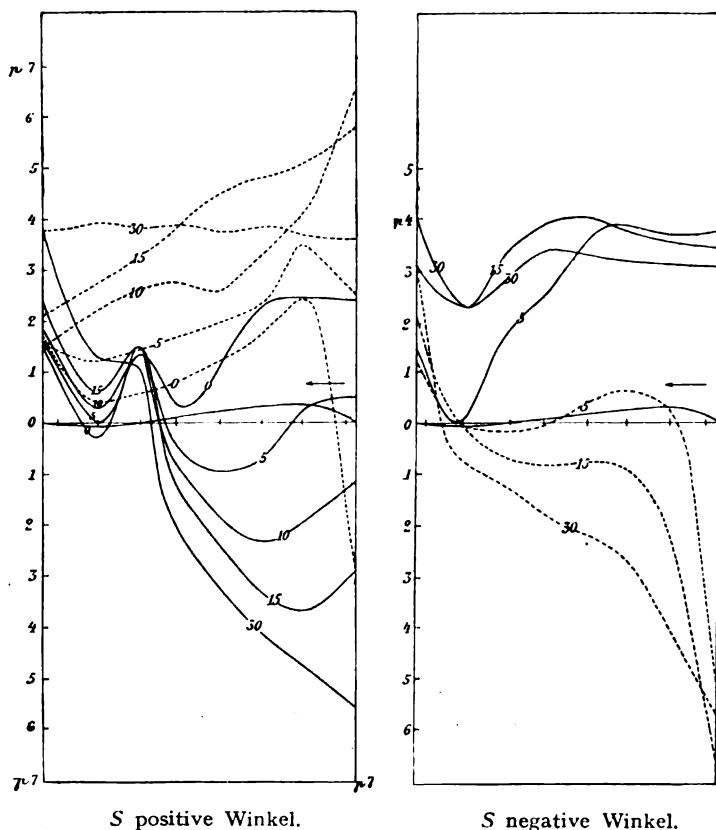
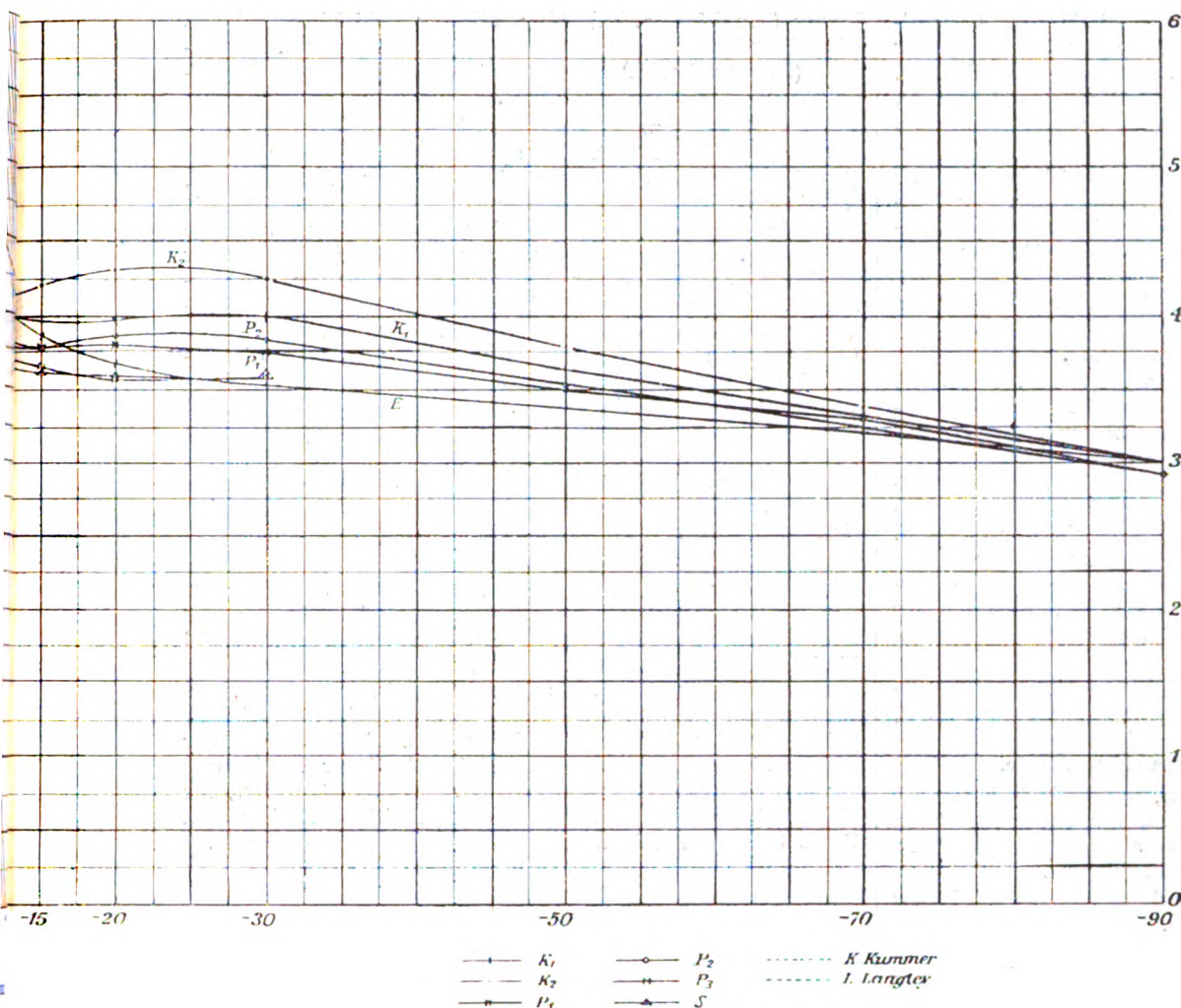


Fig. 10.



+15° und 0° einen stark gewellten Verlauf des Druckes, indem gerade an der Stelle der größten Pfeilhöhe der Gegenkrümmung, von der gemeinschaftlichen Sehne ab gerechnet,

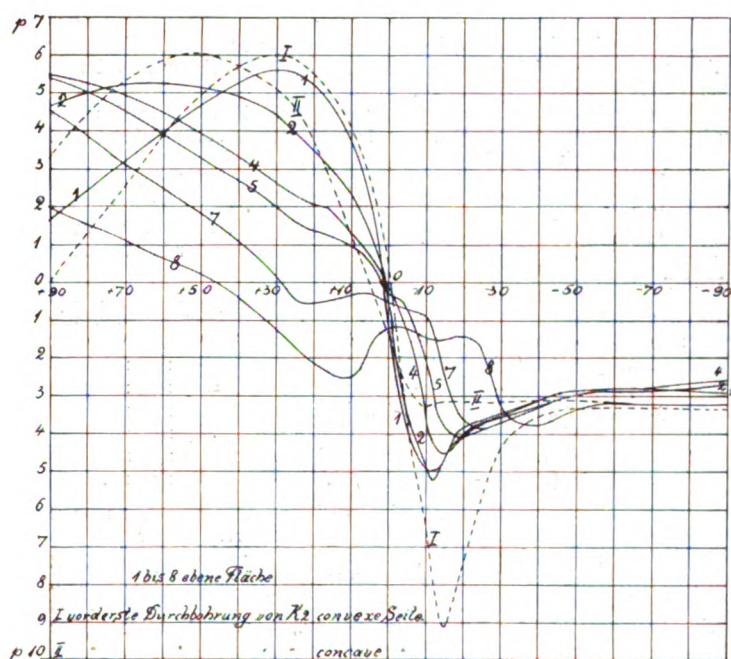


Fig. 11.

der rückwärtige Unterdruck ein ausgeprägtes Minimum aufweist. Dafür nimmt er aber einen besonders breiten Raum ein. Die Druckkurven der Oberseite schließen sich den entsprechenden der Fläche P_3 dem Wesen nach an.

Nicht uninteressant ist es auch, den Verlauf des Druckes der einzelnen Beobachtungspunkte mit dem Winkel zu verfolgen (Fig. 11). In der Nähe der Vorderkante sind die Amplituden des Druckes am größten, um gegen die Hinterkante sich sukzessive zu verringern. Am einfachsten verhält sich die ebene Fläche. Es werde in ihrer Anfangsstellung, +90°, der Druck an der dem Strome zugekehrten Seite gemessen. Bei der Drehung der Fläche im oben angegebenen Sinne steigt der Druck an der Stelle der vordersten Durchbohrung (Kurve 1 in Fig. 11) mit abnehmendem Winkel erheblich an, um in der Nähe von 0° rasch in ein scharfes Maximum negativen Druckes bei ca. -12° herabzusinken. Hierauf vermindert sich der Unterdruck wieder langsamer bis -90°. Der nächste Beobachtungspunkt 2 zeigt das anfängliche Steigen des Druckes bedeutend schwächer. Im dritten Punkt sinkt der Druck bereits von +90° an, was an der Kurve des Punktes 4 noch deutlicher zu erkennen ist. Im sechsten Punkte (die Kurven für Punkt 3 und 6 sind nicht eingezeichnet) ist das Sinken durch eine Strecke konstanten Druckes von +20° bis +5° unterbrochen. An den folgenden Durchbohrungen bildet sich im Intervall von +25° bis +10° ein zweites Maximum

negativen Druckes aus. Das oben besprochene erste Maximum negativen Druckes wandert bei den rückwärtigen Punkten gegen größere negative Winkel und ist beim letzten Punkte 8 bis nahe an -40° verschoben. Bei diesem Punkte ist bei einigen Profilen zwischen den beiden Maximas noch eine dritte Senkung der Druckkurve deutlich erkennbar.

Bei den gekrümmten Profilen ist das Hauptunterdruckmaximum an der konvexen Seite bedeutend stärker ausgebildet als an der konkaven Seite, wo es so schwach ist, daß sich der Druck hier nach Aufhören des Sinkens bis -90° nur mehr wenig ändert.

In Fig. 11 sind außer den Druckkurven einer Anzahl von Punkten der ebenen Fläche noch die Kurven der vordersten Durchbohrung der stark gewölbten Kreisfläche K_2 punktiert eingezeichnet. Kurve I gibt die Druckmessungen an der konvexen Seite, Kurve II die an der konkaven. Die positiven Vorzeichen der Winkel sind hier so zu verstehen, daß bei diesen Winkeln die untersuchte Flächenseite vom Strome getroffen wird.

Den Verlauf dieser Kurven kann man auch an den Diagrammen, welche die Druckverteilung längs der Profile darstellen, verfolgen.

Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen.

Am 3., 4. und 5. November ds. Js. hatte sich in Göttingen eine stattliche Anzahl hervorragender Persönlichkeiten zusammengefunden, welche sich mit den Fragen der Flugwissenschaft befassen: Gelehrte, Männer der Praxis und Vertreter von Behörden, die daran interessiert sind.

Bei der Reichhaltigkeit des auf dieser Tagung besprochenen Materials scheint es angebracht, schon jetzt einen kurzen Überblick über diese Veranstaltung zu geben. Ein ausführlicher Bericht über die einzelnen Vorträge und Diskussionen soll später in dieser Zeitschrift erscheinen.

Den äußeren Anlaß bildete die diesjährige Generalversammlung der Göttinger Vereinigung zur Förderung der angewandten Physik und Mathematik, einer Institution, welche ja auch die wissenschaftliche Forschung auf den für die Luftfahrt wichtigen Gebieten durch namhafte Zuschüsse unterstützt.

In drei Fachsitzungen wurden wissenschaftliche Probleme erörtert, eine allgemeine Sitzung, gemeinsam mit der Göttinger Vereinigung, diente zur Aussprache über Fragen von allgemeinerem Interesse. Außerdem fanden populäre Vorträge statt und durch das große Entgegenkommen des bekannten Flugzeugbauers Euler, der seine Zeit und seine Apparate kostenlos zur Verfügung gestellt hatte, war es ermöglicht worden, den Flug auch praktisch vorzuführen.

In der ersten Fachsitzung am Freitag, den 3. November, vormittags sprach zunächst Herr Major Dr. v. Parseval (Charlottenburg) über »die Stabilität von Aeroplanen«. Er wies dabei besonders auf die unzureichende Größe der Höhensteuer bei vielen unserer gegenwärtigen Apparate hin. In der Diskussion wurde die Möglichkeit der Kreiselstabilisierung eingehend erörtert. Im nächsten Referate berichtete Herr Prof. v. d. Borne (Breslau) an Hand einer Reihe vorzüglicher Stereokopfaufnahmen über »Strömungserscheinungen an Hindernissen«. Die anschließende Diskussion erstreckte sich in erster Linie auf theoretische Fragen, die mit der Strömung um Hindernisse zusammenhängen.

Der Rest des Vormittags war der Besichtigung der Göttinger Modellversuchsanstalt und einer Ausstellung gewidmet, die die Ergebnisse dieser Anstalt sowie einige interessante Arbeiten anderer Forscher zur Darstellung brachte.

Nachmittags führte Herr Euler, nach einer Erklärung seiner Apparate, einen derselben im Flug vor, und gegen Abend hielt er vor einem zahlreichen Publikum den ersten populären Vortrag über »die Praxis des Maschinenfluges«.

Der folgende Vormittag war durch die allgemeine Sitzung unter der Leitung des Herrn Geh. Rat Klein (Göttingen) ausgefüllt. Herr Dr. Bendemann (Lindenberg) brachte ein ausführliches Referat über den Nutzen der wissenschaftlichen Arbeit für die Luftschiffahrt und Flugtechnik, wobei er folgende Gebiete in den Kreis seiner Erörterungen zog: Meteorologie, Aerodynamik, konstruktive und Festigkeitsfragen, Motoren, physikalisch-chemische Fragen und Ortsbestimmung.

Die Diskussion, die getrennt nach den eben erwähnten sechs Gruppen stattfand, war eine außerordentlich rege, besonders bezüglich der beiden ersten Gruppen. Hervorzuheben wären vielleicht die Mitteilungen über den gegenwärtigen Stand der Windforschung, ferner die Besprechung der Frage, ob sich infolge der Unregelmäßigkeiten des Windes ein Unterschied zwischen einer Fahrt mit oder gegen den Wind ergibt. Unter den physikalisch-chemischen Fragen wurde besonders die Blitzgefahr bei Luftschiffen erörtert.

Der 2. Punkt der Tagesordnung: Besprechung über den gegenwärtigen Stand und über die nächsten Ziele des Hochschulinunterrichtes auf dem Gebiete der Luftschiffahrt konnte wegen der vorgerückten Zeit nur noch in der Weise erledigt werden, daß nach einer Feststellung über die Lehrtätigkeit an den verschiedenen deutschen Hochschulen einige der anwesenden Dozenten über ihren Unterrichtsbetrieb Bericht erstatteten.

Nachmittags wurden die fachwissenschaftlichen Vorträge fortgesetzt. Zunächst brachte Herr Prof. Ahlhorn (Hamburg) interessante Demonstrationen einiger kinematographischer Aufnahmen von Flüssigkeitsbewegungen. Nach einer kurzen Diskussion gab Herr Professor Prandtl (Göttingen) eine Darstellung der Ergebnisse und der Ziele der Göttinger Modellversuchsanstalt. Von einer Diskussion wurde wegen der knappen Zeit Abstand genommen. Nun erhielt Herr Dr. Blasius (Berlin) das Wort zu seinem Vortrag: »Luftwiderstand und Reynoldssche Zahl, eine Kritik der Modellversuche«. Er wies dabei auf den wesentlichen Unterschied der Ähnlichkeitsgesetze für ein auf dem Wasser schwimmendes Schiff und für einen in der Luft bewegten Körper und auf die gute experimentelle Bestätigung des letzteren Gesetzes hin.

Am Abend dieses Tages fanden zwei populäre Vorträge juristischen Inhaltes statt, der eine von Herrn Assessor Dr. Alex

Meyer (Frankfurt a. M.) über »die Luftschiffahrt und das öffentliche Recht«, der andere von Herrn Assessor v. Rottenburg (Frankfurt a. M.) über »Privatrechtliche und patentrechtliche Fragen der Luftschiffahrt«.

Am Sonntag morgen wurden die wissenschaftlichen Vorträge zu Ende geführt. Es sprach Herr Professor Runge (Göttingen) über die Längsschwingungen der Flugmaschinen, wobei er an Hand von analytischen Methoden die Stabilität und die Schwingungszeiten einiger ausgeführter Flugzeuge berechnete. Ferner Herr Professor Reißner (Aachen) über »einige Bemerkungen zur Seitenstabilität der Drachenflugzeuge«. In der Diskussion hierzu wurden die Eigentümlichkeiten des Zanoniasamens besprochen. Herr Dr. Bendemann (Lindenberg) schilderte darauf als nächster Referent die Tätigkeit und die Ergebnisse der ihm unterstellten Luftschraubenversuchsanstalt in Lindenberg. Den letzten Vortrag hielt Herr Professor Föttinger (Danzig) über die physikalischen Grundlagen der Turbinen- und Propellerwirkung. Wegen der vorgerückten Zeit konnte leider an diesen mit großem Interesse aufgenommenen Vortrag nur eine sehr beschränkte Diskussion sich anschließen.

Der Gesamteindruck, den die Teilnehmer von dieser Tagung mit nach Hause genommen haben, war nach dem allgemeinen Urteil ein sehr befriedigender. Man hatte eine Menge neuer Anregungen in sich aufgenommen, man hatte gesehen, wie viel bis jetzt geleistet wurde, aber auch, wie unzählig viele Fragen noch der Lösung harren. Es wäre dringend zu wünschen, daß ein derartiger fruchtbarer Meinungsaustausch in regelmäßigen Zeitabschnitten sich wiederholen würde. Auf Wunsch der Versammlung hat sich denn auch die »Göttinger Vereinigung für angewandte Physik und Mathematik« bereit erklärt, für eine Fortsetzung der gewonnenen gegenseitigen Beziehungen Sorge tragen zu wollen. B.

Militärflugschau.

Deutschland.

Am 19. Oktober flog Leutnant Engwer mit dem ersten von der Heeresverwaltung angekauften Harlan-Eindecker von Johannisthal nach Döberitz.

Der 3. Offizier-Ausbildungskursus hat Mitte Oktober begonnen. Gleichzeitig begann auch ein Kursus für bereits früher ausgebildete Militärflieger.

Frankreich.

Die Kriegsflugzeugprüfung hat bisher aus den Reihen der Flieger bereits zwei Tote gefordert, den Savary-Flieger Level und den Blériot Piloten Desparmet.

Im übrigen nahm die Prüfung in der zweiten Hälfte des Monats einen bedeutend lebhafteren und erfolgreichen Verlauf als vorher.

Einzelne Firmen wie Blériot und Voisin, auf deren Abschneiden man mit Recht gespannt sein durfte, wurden buchstäblich vom Pech verfolgt. Nachdem Blériot seine besten Piloten, Conneau und Desparmet, sowie seine für die Prüfung bestimmten Flugzeuge durch Stürze eingebüßt, zog auch Voisin seine »Ente« aus der Konkurrenz zurück.

Am 15. November stellte sich das Klassement für den zweiten Teil der Prüfung, den 300 km Flug Reims—Amiens—Reims, wie folgt:

1. Weymann (Nieuport-Eindecker) . . . = 2 : 36 : 0
2. Prévost (Deperdussin-Eindecker) . . . = 3 : 15 : 0
3. Fischer (Henri Farman-Zweidecker) . . = 3 : 35 : 0
4. Barra (Maurice Farman-Zweidecker) . . = 3 : 56 : 0
5. Renaux (Maurice Farman-Zweidecker) . = 4 : 34 : 0
6. Frantz (Savary-Zweidecker) = 4 : 44 : 0.

Die Gehaltsbezüge der Fliegeroffiziere wurden durch eine Verordnung des Ministers wesentlich aufgebessert. Bisher standen ihnen nur Kilometergelder zu, auf Grund der neuen Verfügung wird ihnen jedes Jahr, das sie als Militärflieger zugebracht haben, als Kriegsjahr angerechnet, außerdem erhält jeder im Fliegerdienst tätige Offizier eine Tageszulage von 10 Frs., jeder Unteroffizier eine solche von 5 Frs.

Die erste Luftreise eines Fliegergeschwaders vollzog sich am 24. Oktober. 7 Leutnants flogen gleichzeitig mit Blériot-Eindeckern, von Etampes nach Satory bei Versailles. Während die Hinreise einwandfrei verlief, ereigneten sich auf der Heimreise zwei Unfälle, die aber gut ablieten.

In der Woche vom 23. bis 30. Oktober wurden von der Heeresverwaltung acht Blériot-Eindecker und sieben H. Farman-Zweidecker abgenommen. Eine Spende von 100 000 Frs. wurde von

einem ungenannten Sportsmann der »Association générale aéronautique« als Beitrag einer Sammlung zur Förderung der französischen Militäraviatik zur Verfügung gestellt.

Österreich.

Zu Feldpiloten wurden folgende Zivilflieger ernannt: Rat Flesch, Baron Economeo, Illner und Warchalowski.

Das »Signum laudis« wurden vom Kaiser an Rittmeister von Umlauff und die Oberleutnants v. Berlepsch, Miller und Mannsbarth verliehen.

Die Heeresverwaltung geht bereits daran, das militärische Flugwesen zu organisieren. Es werden im ganzen 15 Fliegerabteilungen entstehen.

England.

Der Regierung wurden heftige Vorwürfe gemacht, weil sie die Flugzeuge in letzter Zeit vorwiegend im Auslande angekauft hat.

Im Unterhaus berichtete der Unterstaatssekretär im Kriegsministerium Oberst Seely über den Stand des englischen Militärflugwesens. Hiernach besitzt die Armee gegenwärtig sieben Zweidecker und vier Eindecker. Den Offizieren, die das allgemeine Pilotenzeugnis bestanden haben, werden 75 Pfund als Zulage bewilligt.

Italien.

Am 21. Oktober wurde zum ersten Male ein Flugzeug auf einem Kriegsschauplatz erprobt. Hauptmann Parrazine unternahm bei Tripolis einen längeren Erkundungsflug. Bei der Landung wurde der Nieuport-Eindecker zertrümmert, der Pilot leicht verletzt. Parrazine erklärte, daß infolge des fast überall für Landungen ungeeigneten Terrains die Verwendung von Flugzeugen in der Umgegend von Tripolis schwierig sei. Trotzdem unternahm am 22. und 26. Oktober bereits wieder die Kapitäne Piazza und Moizzo Erkundungsflüge; hierbei erkundeten sie die feindlichen Vorposten und Lager.

Moizzo flog in 500 m Höhe die Vorpostenlinie entlang, flog dann in Richtung auf den Gegner und kehrte nach 45 Minuten nach Tripolis zurück. Er hatte die gegnerischen Patrouillen festgestellt, und zwar so genau, daß sie von den Schiffsbatterien mit Erfolg unter Feuer genommen werden konnten und in die Flucht geschlagen wurden.

Die feindlichen Patrouillen haben sich dem Eindecker gegenüber sehr verschieden verhalten, die einen haben sich versteckt, andere haben ihn unter Feuer genommen. Es stellte sich nach der Landung heraus, daß die Tragflächen an mehreren Stellen von Geschwehrgeschossen getroffen waren. Unter den Flugzeugen der Italiener befinden sich auch zwei Etrich-Eindecker.

Serbien.

Mit Aufwendung von 120 000 Kronen errichtete das Kriegsministerium in Nisch eine Zentrale für Militärflugwesen.

Spanien.

Das Kriegsministerium hat für die Militärpilotenprüfung folgende Bestimmungen festgelegt: Es sind mehrere Flüge von zusammen 10 Stunden Dauer sowie mehrere Weitflüge zwischen zwei bestimmten, vorher bezeichneten Punkten zurückzulegen.

Der Bewerber muß ferner mit der Instandhaltung und Ausbesserung der Flugzeuge und deren Motoren vertraut, sowie in der Führung von Kraftfahrzeugen und Ballonen vollkommen ausgebildet sein.

Griechenland.

Der amerikanische Flieger Villard ist als Fluglehrer für die Offiziere angestellt worden. Pl.

Flugschau.

Die Sportkommission der französischen Aeroklubs hat den Höhenweltrekord von Garros, den er mit einem Blérioteindecker, 50 PS Gnome, am 4. September bei Saint Malo aufstellte, mit 3900 m anerkannt. An dieser Stelle wurde seinerzeit die Höhe mit 4250 m angegeben.

Der Flieger Molla stellte am 13. September einen neuen Weltrekord für einen Flug mit vier Passagieren auf seinem Doppeldecker von Roger Sommer auf. Der Flug ging über die 110 km lange Strecke von Reims nach Mouzon in 1 Stunde 12 Minuten.

Am 13. September machte Alfred Pietschker auf einem Albatros-Doppeldecker, 100 PS Argus, mit einem Passagier einen Rundflug um Berlin. Pietschker flog von Johannisthal über Köpenick und Lichtenberg nach dem Flugplatz bei Schulzendorf, wo er eine Zwischenlandung machte. Von dort flog Pietschker über Tegel, Spandau nach Potsdam, wo er das Schloß Sanssouci umkreiste, und kehrte dann über Wannsee, Zehlendorf nach Johannisthal zurück. Am 15. September machte Pietschker auf seinem neuen Eindecker eigener

Konstruktion Flugversuche und stürzte dabei tödlich aus noch nicht aufgeklärter Ursache. Pietschker war einer der besten Führer von Zweideckern und Sieger der Johannisthaler Herbstflugwoche.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. M. 38 856. Vorrichtung zum Verhüten des Absturzes von Flugmaschinen. James Means, Boston, Mass., V. St. A.; Vertr.: O. Sack, Pat.-Anw., Leipzig. A 25. 8. 09. E 2. 1. 12.

77h. N. 10 493. Antriebsvorrichtung für die Schlagflügel von Flugzeugen. Désiré Nault, Brest, Frankr.; Vertr.: A. Loll, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 9. 3. 09. E 2. 1. 12.

77h. Sch. 33 739. Flugzeug, bei dem der Motor mit der Antriebschraube schwingbar an den Tragflächen aufgehängt ist. Paul Schmitt, Paris; Vertr.: Eugen Maier, Pat.-Anw., Nürnberg. A 20. 9. 09. E 2. 1. 12.

77h. B. 54 588. Einrichtung an zum Antrieb von Luftschrauben dienenden Zweitaktmotoren. Max Bartha und Josef Madzsar, Budapest; Vertr.: G. Gronert, W. Zimmermann und R. Heering, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 17. 10. 08. E 6. 1. 12.

77h. B. 59 636. Luftschiff, bei welchem die Maschine gemeinsam mit ihrem angeschlossenen Propeller gegenüber dem Luftschiffkörper in der wagerechten Ebene gedreht werden kann. Aladar de Bajza, London; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. A. Wirth, C. Weihe, Dr. Weil, Frankfurt a. M. 1, und W. Dame, Berlin SW. 68. A 29. 7. 10. E 6. 1. 12.

77h. P. 24 883. Propeller für Luft- und Wasserfahrzeuge. Alexander Polestchuk, St. Petersburg; Vertr.: Dr. L. Gottscho, Pat.-Anw., Berlin W. 8. A 20. 4. 10. E 6. 1. 12.

77h. P. 27 206. Sicherheitspropeller für Luftfahrzeuge. Johannes Pietzsch, Artern. A 3. 7. 11. E 6. 1. 12.

77h. C. 19 065. Steuerung für Wendeflügelräder von Luftfahrzeugen. Josef de Coen, Essen (West), Husmannstr. 8. A 11. 4. 10. E 13. 1. 12.

77h. D. 20 607. Flugmaschine mit vom Fahrtwind beeinflusster Widerstandsfläche. Adolphe François Joseph Doutré, Saigon, Cochinchina; Vertr.: A. Rohrbach, Pat.-Anw., Erfurt. A 1. 10. 08. E 13. 1. 12.

46c. C. 20 951. Antriebsvorrichtung für Zündmaschinen von Explosionsmotoren, bei welchen die Zylinder und die Kurbelwelle sich im entgegengesetzten Sinne drehen. Georges Henri Marius Cantou und Pierre Georges Unnén, Le Havre, Frankr.; Vertr.: R. Deißler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemcke u. W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 26. 11. 09. E 9. 1. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 15. 12. 08 anerkannt.

46c. K. 47 515. Hochspannungszündkerze mit Flügelrad-elektrode. Eduard Kuhn-Moos, Zürich; Vertr.: R. Deißler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemcke u. W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 29. 3. 11. E 9. 1. 12.

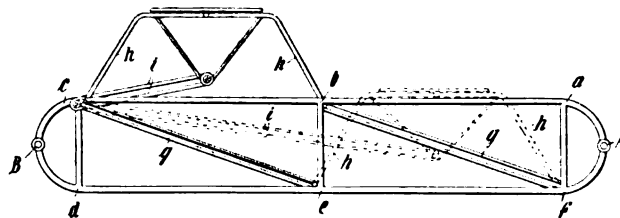
Priorität aus der Anmeldung in der Schweiz vom 29. 3. 10. anerkannt.

46c. B. 61 626. Bienenkorb- oder Zellenkühler für Selbstfahrer o. dgl. Emil Behringer und Hermann Behringer, New York; Vertr.: H. Caminer, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 21. 1. 11. E 2. 1. 12.

Priorität aus der Anmeldung in den Vereinigten Staaten von Amerika vom 31. 1. 10. anerkannt.

Auszüge aus Patentschriften.

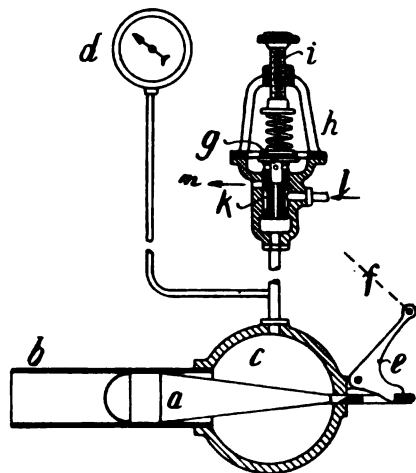
237 555. Abflugvorrichtung für Flugmaschinen, bei denen der Abflug durch am Untergestell selbst angebrachte federnde Organe eingeleitet wird. Alexis Rogestvinsky in Moskau. — Die Abflugvorrichtung



Zu Nr. 237 555.

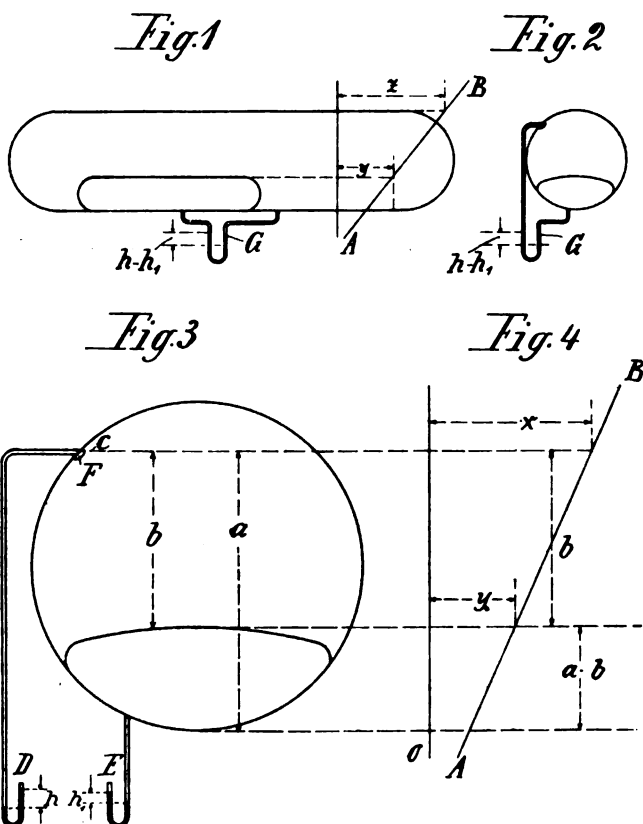
besteht aus einem Gestell a, b, c, d, e, f mit zwei schrägen Führungen g, in welchen eine Plattform h gleiten kann. Durch Gummizüge i wird die Plattform h in den Führungen g schräg nach oben gezogen. In der Stellung vor dem Abflug ist die Plattform h punktiert gezeichnet.

238 222. Verfahren zum Abwerfen von Geschossen u. dgl. von Luftfahrzeugen. Dr.-Ing. Friedrich Bendemann in Lindenberg, Kr. Beeskow. Das Geschöß wird mit einer der Reisegeschwindigkeit oder der Eigengeschwindigkeit annähernd gleichen Geschwindigkeit entgegengesetzt der Richtung der Reise oder Eigengeschwindigkeit des Luftfahrzeuges abgeschnellt entweder durch eine Feder oder durch verdichtete Luft. Der Lufteintritt wird durch das Membranventil *k*, *l* geregelt. Mittels der Abzugsvorrichtung *e*, *f* wird das Geschöß *a* durch das Rohr *b* lanziert. *d* ist ein Manometer.



Zu Nr. 238 222.

238 237. Verfahren zur Bestimmung des Luftinhaltes der Ballonets von Prallballons. Siemens-Schuckertwerke G.m.b.H. in Berlin. — Das Verfahren soll dazu dienen, den Ballon prall zu halten. Es beruht auf folgenden physikalischen Grundlagen: Die Innenpressungen eines mit Gas gefüllten Ballons nehmen mit der Höhe des Gasraumes zu, und zwar unter Berücksichtigung der endlichen Höhe gleich dem Ballondurchmesser nach einer Geraden, wenn in einem



Zu Nr. 238 237.

rechtwinkligen Koordinatensystem die Drücke als Funktionen der Höhen aufgetragen werden. Diese Druckkurve ist durch die Linie A—B in Fig. 1 dargestellt. Die Druckzunahme bei Wasserstoffgasfüllung beträgt je nach dem spezifischen Gewicht etwa 1 bis 1,1 mm Wassersäule pro 1 m Höhe.

Im Ballonet dagegen besteht gleichmäßig der Druck gleich dem des Gasraumes an der höchsten Stelle des Ballonets.

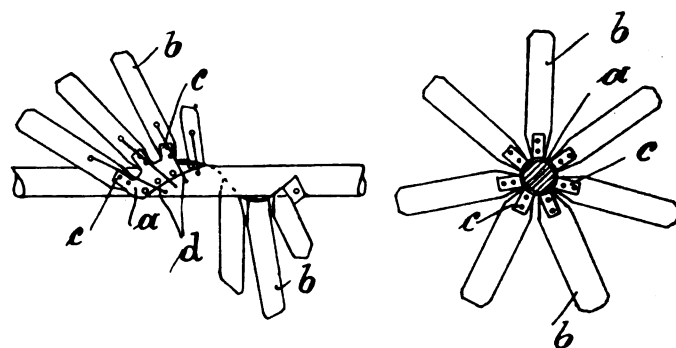
Werden nun beispielsweise mit Wassermanometern *D* und *E* (Fig. 2) die Drücke des Gasraumes im Punkte *C* als *h* und des Ballonets als *h*₁ gemessen und in bezug auf die Entfernung vom tiefsten Punkte des Ballons aufgetragen (Fig. 4) als *x* und *y*, so ergibt sich: *h*₁ = *y* und *h* = *y* + $\frac{b}{1,1}$, mithin *b* = 1,1 · (*h* — *h*₁) und die Füllungshöhe

des Ballonets zu: *a* — *b* = *a* — 1,1 · (*h* — *h*₁), worin *a* der Abstand des Punktes *C* von der Unterkante des Ballons ist.

An die Stelle der Druckröhren *D* und *E* nach Fig. 3 kann auch ein U-förmiges Rohr *G* nach Fig. 1 und 2 treten, das die Druckhöhendifferenz *h* — *h*₁ anzeigt. Legt man den Meßpunkt *C* an die tiefste Stelle des Ballons, so ergibt sich die Höhe des aufgeblasenen Ballonets als 1,1 · (*h* — *h*₁).

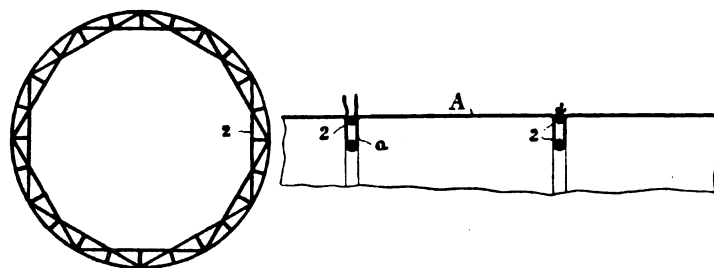
Zweckmäßig wird der Gasdruck auf das Meßinstrument durch ein Luftkissen *F* (Fig. 3) übertragen, das im Innenraum des Ballons an der Eintrittsstelle der Meßröhre angeordnet ist.

238 089. Luftschiffsschraube mit einzelnen auf der Schraubenwelle in einer schraubenförmigen Linie befestigten und durch seitliche Streben gesicherten Schaufeln. Heinrich Mack in Fürstenberg a. O. — Auf der Schraubenwelle ist das schraubenförmig um die Welle gelegte Band *a* befestigt. Von demselben sind entsprechend der Anzahl der verwendeten Schaufeln *b* die Zungen *c* winklig abgebogen oder letztere als besondere Teile an dem Band *a* befestigt. Gleichzeitig können die Schaufeln durch seitliche Streben *d* mit der Welle verbunden werden.



Zu Nr. 238 089.

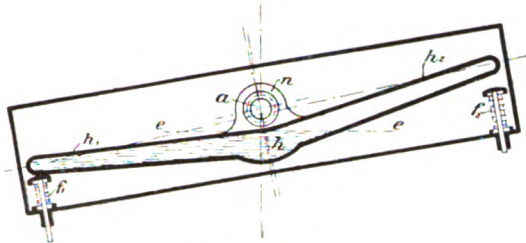
237 294. Luftschifftragkörper mit äußerer Versteifung durch ringartige Körper. John Josef Rekar in Portland, V. St. A. — Die Erfindung betrifft einen Luftschifftragkörper mit äußerer Versteifung durch ringartige Körper und besteht darin, daß die Ringe *2* in tiefen Einschnürungen *a* der Ballonhülle liegen und mit ihr verbunden sind. Die Ringe können als Gitterträger geformt werden, welche durch Einbinden fest mit der Ballonhülle vereinigt, ein halbstarres Gerüst bilden, an dem Stabilisierungsflächen, Gondel usw., sicher befestigt werden können. Das halbstarre Außengerüst bietet gegenüber dem bekannten starren Innengerüst den Vorteil, daß das Luftschiff sich durch Lösung der Schnüre, Herauslassen der Gasfüllung, Zusammenlegen der einzelnen Gitterträger usw. auf einem sehr engen Raum zusammenpacken, also leicht versenden läßt.



Zu Nr. 237 294.

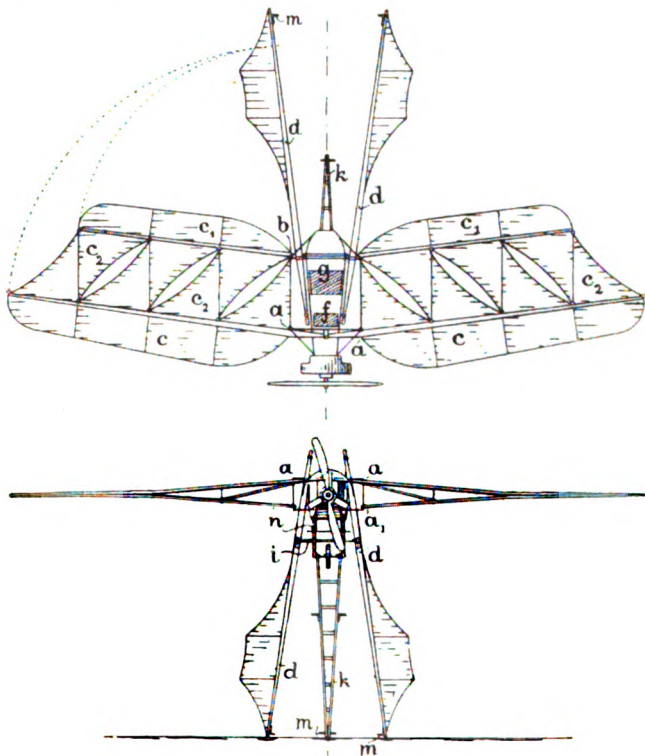
237 987. Einrichtung zur Beseitigung der schädlichen Auftriebswirkung beim Abwerfen von schweren Sprengkörpern aus Luftschiffen. Wilhelm Hölting in Radevormwald, Rhld. — Die zum Entleeren jeder der Gaskammern dienende Reißleine ist so mit dem abzuwerfenden Körper verbunden, daß bei Beginn der Fallbewegung dieses Körpers die Reißbahn der betreffenden Gaskammer durch dessen Gewicht selbsttätig aufgerissen wird. Die Reißleine ist mit dem Sprengkörper durch einen auslösbaren Haken verbunden, der am Ende der Reißbewegung durch ein am Luftschiff befestigtes Zugorgan ausgelöst wird.

237 900. Selbsttätiger Schalter für Stabilisierungsvorrichtungen für Flugzeuge u. dgl. Heinrich Hildebrand in Berlin-Wilmersdorf. — Ein zweiarmiger, auf einer Achse *a* schaukelnder, mit Quecksilber oder rollenden Gewichten gefüllter Hebel *h*₁, *h*₂ wirkt auf Federn (*f*₁, *f*₂). Die Hebelarme *h*₁, *h*₂ sind derart aufwärts gebogen, daß bei geringen Neigungen des Flugzeuges, wie sie beim Fliegen in nicht scharfen Kurven vorkommen, durch das Übergewicht des sich infolge des überströmenden Quecksilbers senkenden Hebelarmes die Feder nicht zusammengedrückt werden kann. Die Federn wirken mittels Druckstangen auf die Stabilisierungsorgane.



Zu Nr. 237 900.

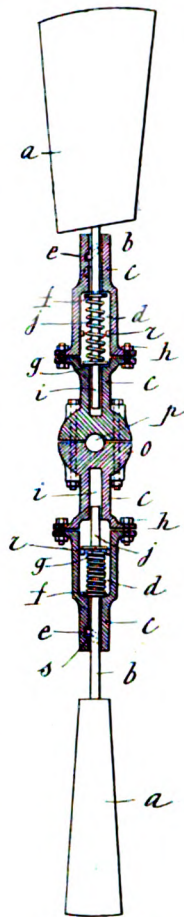
238 087. Zusatz zum Patente 222 493 vom 16. März 09. Steuervorrichtung für Drachenflieger. Joseph Hofmann in Genf. — Die Stützhebel *d*, welche gleichzeitig als Organe für den Flug und für den Abflug dienen, sind in Gelenken *i* drehbar und können so gestellt werden, daß sie den Abflug aus dem Stand ermöglichen. Die Stützhebel für den Rumpf des Drachenfliegers sind als Lenker *d* und Gegenlenker *k* ausgebildet, so daß die Neigung der Längsachse dem Absturz und dem Abflug entsprechend sich selbsttätig einstellt. Das Gewicht des Gegenlenkers dient zum Ausgleich des Übergewichtes der Hinterenden der Steuerhebel *d*, wobei die Spannung des federnden Verbindungsgliedes (einem Gummizug), die durch die Schwerkraft und den Zug des Propellers geleistete Beschleunigungsarbeit für den Abflug unterstützt. Die Flügel *a*, *b*, *c* sind mittels Gelenken am Rahmen befestigt und können zusammengelegt werden.



Zu Nr. 238 087.

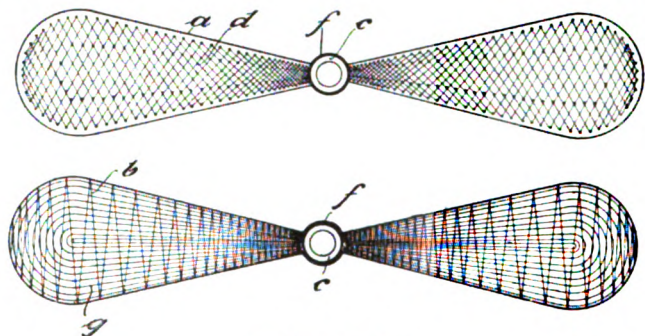
237 390. Luftschiff, dessen Auftrieb durch Verdünnen oder Verdichten von Luft geändert wird. Dr. Paul Lehmann in Schöneberg. — An einem Ballon ist ein starres Ballonett angeordnet, das im Innern einen Luftsack enthält und mit Ventilen versehen ist, die sich bei einem gewissen Überdruck selbsttätig öffnen und wieder schließen und dem Gas des Tragballons Zutritt zwischen Luftsack und der Hülle des starren Ballonetts und ebenso Austritt aus diesem Raum in den Gasballon gestatten.

238 086. Propeller mit um die Längsachse drehbaren Flügeln. Benoit de Keersmaecker in Wolverthem. — Die Flügel *a* stehen unter der radial nach innen gerichteten Wirkung von Federn *d* und greifen mit Ansätzen *s* in die Schraubennuten *e* des Propellerkörpers *c* ein. Die Federn *d* sind so bemessen, daß ihre Zusammendrückung durch das Wachsen der Zentrifugalkraft infolge Steigerung der Tourenzahl der Welle *p* von der niedrigsten zur höchstzulässigen (Anschlag *r*) bewirkt wird.



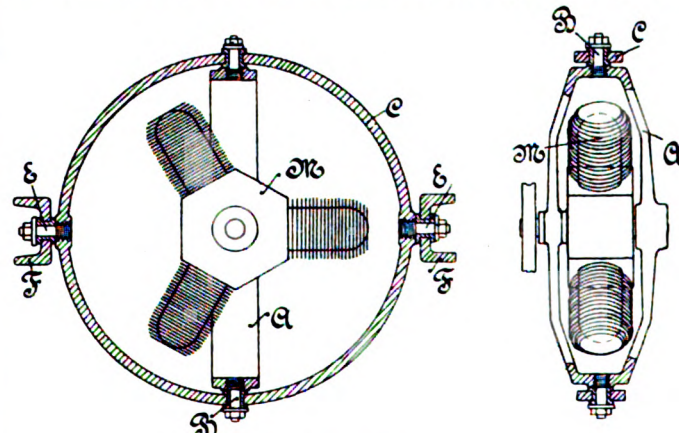
Zu Nr. 238 086.

237 988. Mit Drahtwindungen versehene oder aus Drahtwindungen bestehende Luftschiffschraube. August Mlitz in Charlottenburg. — Eine größere Haltbarkeit von Luftschiffschrauben besonders an der Nabe soll dadurch erreicht werden, daß die Schraubenflügel aus Drahtwindungen gebildet oder mit Drahtwindungen versehen werden, welche beide Schraubenflügel miteinander über die Nabe verbinden bzw. durch diese Verbindungen die Nabe selbst bilden. In Fig. 1 sind die Schraubenflügel *a* mit einem Drahtgeflecht *d* versehen, welches durch Bohrungen der Schraubenflügel hindurchgeführt ist und wie bei Fig. 1 um die Nabe *c* herum mit einer Anzahl Drahtwindungen *f* in sich zusammenhängt. Statt der einfachen Drahtwindungen könnte auch ein Geflecht von Drähten Anwendung finden. Fig. 2 veranschaulicht, wie Schraubenflügel mit Längsdrähten *g* und Querdrähten *b* durchzogen werden bzw. aus solchen Drahtzügen als grundlegendes Gerippe unmittelbar gebildet werden können. Die Drahtzüge umgeben dabei die Nabe *c* mit einer größeren Anzahl von Windungen *f*, welche auch unmittelbar die Nabe selbst bilden können.



Zu Nr. 237 988.

238 221. Zusatz zum Patente 224 053 vom 13. August 1909. Schraubenpropeller, angetrieben durch einen Motor mit umlaufenden Zylindern. Dr.-Ing. Hans Reißner in Aachen. — Die freie Anordnung vom Motor *m* mit Propeller wird in der Weise erreicht, daß der mit dem Propeller fest verbundene Motor in einem Rahmen *A* und Bügel *C* einfach oder



Zu Nr. 238 221.

doppelt gelenkig am Körper oder Rahmen F des Flugzeuges angebracht ist, dergestalt, daß die Gelenkachsen der Gelenke B und E sich in oder etwas über dem gemeinsamen Schwerpunkt scheiden. Die Lage des Gelenkrahmens kann durch Federn gegen das Fundament gesichert werden.

Bücher-Besprechungen.

Katalog der historischen Abteilung der ersten Internationalen Luftschiffahrt-Ausstellung (JLA) zu Frankfurt a. M. 1909. Von Dr. Louis Liebmann und Dr. Gustav Wahl, Bibliothekar der Senckenbergischen Bibliothek zu Frankfurt a. M. (Franz Benjamin Auffarth, Frankfurt a. M.) Lieferung I: Bilderabteilung, Teil I.

Je mehr Zeit wir zwischen uns und jene erste Luftschiffahrt-Ausstellung — die ILA — legen, desto mehr werden wir zu der Ansicht kommen, daß sie wirklich etwas Einzigartiges geschaffen hat. Einmal war sie vielleicht die letzte Fachausstellung, die es noch möglich machen konnte, wenigstens in großen Zügen die Gesamtluftschiffahrt zusammenzufassen, dann aber muß sie insofern als direkt muster-gültig bezeichnet werden, als sie dank der Leitung des Geh. Rats Dr. Gans mehr die idealen Ziele einer Ausstellung in den Vordergrund stellte und den reinen Erwerbscharakter glücklich vermied. In dieser Hinsicht ist besonders die Tätigkeit der wissenschaftlichen Kommission unter ihrem rührigen Vorsitzenden Professor Dr. Wachsmuth zu erwähnen, die es sich angelegen sein ließ, alles brauchbare Material der Ausstellung in einer Schrift zu sammeln und so jedem zugänglich zu machen. Als letzter Teil dieser groß angelegten Denkschrift liegt nunmehr das in zwei Lieferungen erscheinende Buch von Liebmann und Wahl vor, das für Sammler, Bibliotheken, Forscher usw. von unschätzbarem Nutzen sein dürfte. Schon ein einfaches Durchblättern läßt uns mit Hochachtung des Bienenfließes der beiden Verfasser gedenken, die in wirklich einziger Weise alles zusammengetragen haben, was auf diesem schon recht umfangreichen Gebiet vorlag. Der überaus reiche Inhalt überrascht um so mehr, als im Vorwort bescheidenweise auf die etwaige Unvollständigkeit hingewiesen wird; es hätte dieses Hinweises wirklich nicht bedurft, denn das Werk enthält viel mehr als überhaupt zu erwarten stand. Der vorliegende Teil beschäftigt sich auf das genaueste mit den Bildern; neben guten Reproduktionen werden viele Bilder nur beschrieben; dann aber in einer nicht falsch zu deutenden und doch knappen Manier, die auch nichts Wesentliches vermissen läßt. In ähnlicher Weise wird der erste Teil der zweiten Lieferung fortgesetzt, dem sich dann die Bücher anschließen werden. Dem Inhalt stellt sich die Ausstattung seitens des Verlages in würdiger Weise zur Seite, so daß wir es mit einem durchaus vornehmen Werk zu tun haben, das wirklich in keiner Luftschiffer-Bibliothek fehlen darf, deren Besitzer auch für die Geschichte der Luftschiffahrt Interesse hat. Bejeuhr-Göttingen.

Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics for the Year 1910—11. London: published by H. M. stationery office.

Während in Deutschland die wissenschaftliche Forschung für die Zwecke der Flug- und Luftschifftechnik fast ausschließlich auf die Förderung durch private Freigebigkeit angewiesen ist, hat die englische Regierung in Teddington im Anschluß an das dortige physikalische Laboratorium eine große Anstalt ins Leben gerufen, welche in der Lage ist, die mit der Luftschiffahrt zusammenhängenden Fragen in weitgehendem Maße zu klären. Der erste Hauptbericht für das Jahr 1909/10 enthielt neben einer eingehenden Beschreibung der Anstalt in erster Linie Aufsätze theoretischen Inhaltes, wobei meist die Ergebnisse fremder Messungen verwertet wurden; von eigenen Resultaten konnte noch verhältnismäßig wenig mitgeteilt werden: hauptsächlich sind es im Wasser ausgeführte Widerstandsmessungen an Ballonmodellen sowie an Steuer- und Tragflächen. Der vorliegende Bericht des Jahres 1910/11 bringt dagegen eine ganze Reihe interessanter und zum größten Teil auch höchst wichtiger Untersuchungen.

Die ersten Artikel sind allerdings wieder mehr von rein wissenschaftlichem Interesse.

Zunächst bespricht L. Bairstow und Harris Booth den Einfluß der Zähigkeit auf die Widerstandsgesetze mit dem Ergebnis, daß in der bekannten Formel $W = k l v^2$ bei konstanter Zähigkeit und Dichte k abhängig ist von dem Produkt $v \cdot l$ (v ist die Geschwindigkeit und l die Seitenlänge der für die Untersuchung zugrunde gelegten quadratischen Platten), und zwar ist innerhalb der bis jetzt bekannten Grenzen anscheinend $k = 0.066 + 0.00035 v \cdot l$ (die Werte sind hier auf Meter, Kilogramm, Sekunden umgerechnet, sie gelten für 15° C und 760 mm Barometerstand). Daran anschließend folgt eine kurze Notiz von Lord Rayleigh. Eine weitere Untersuchung von T. E. Stanton und J. R. Pannell befaßt sich mit der Reibung der Luft in Röhren von verschiedener Rauheit, es wird versucht, eine Formel dafür aufzustellen, welche auch den Dimensionsforderungen gerecht wird. Im folgenden Bericht behandelt Harris Booth die Möglichkeit, Festigkeitsfragen durch Modellversuche zu lösen.

Von größerem Interesse sind die nächsten Veröffentlichungen von L. Bairstow über Versuche mit Ballonmodellen in strömendem Wasser. Es ist eine Gleichung für die Erzeugende des zu untersuchenden Rotationskörpers aufgestellt; durch Veränderung einer Konstanten erhält man daraus eine Serie von Modellen, die sämtlich gleiche Länge und gleichen Hauptspant haben. Es wurde nun die Form mit dem geringsten Widerstand bei gegebenem Auftrieb ermittelt und zwar einmal ohne und einmal mit Berücksichtigung des Hüllengewichtes; im letzteren Falle ergibt sich eine nicht unwesentlich andere Form als die günstigste. Ferner wurden Versuche angestellt zur Ermittlung der Größe, Lage und Richtung des Widerstandes bei schräg zur Strömung stehenden Modellen, und endlich noch der Einfluß von Stabilisierungsflächen, ihre erforderliche Größe und ihre günstigste Lage ermittelt. Diese letzteren Untersuchungen erinnern an die von der Göttinger Versuchsanstalt über denselben Gegenstand in dieser Zeitschrift veröffentlichten Ergebnisse. Ein genauer Vergleich läßt sich leider nicht ziehen, da die Formen der Modelle nicht übereinstimmen. Dagegen ist das bei den darauf folgenden von Melvill Jones mitgeteilten Werten über den Widerstand von Drähten und Seilen sehr gut möglich, und es zeigt sich im allgemeinen eine recht gute Übereinstimmung mit den in der Göttinger Anstalt gefundenen Werten. Neu ist die von Stanton gemachte Feststellung, daß bei vibrierenden Drähten die Widerstandskoeffizienten ungefähr die gleichen sind wie bei ruhenden. Es folgen nun Untersuchungen über den Widerstand eines Bienenkorbkühlers, ferner über Widerstand und Auftrieb eines Fabre-Paulhanschen Trägers.

Äußerst lehrreich ist der nächste, durch einige vorzügliche Photographien erläuterte Bericht von C. G. Eden über die Einrichtung zur Sichtbarmachung und photographischen Aufnahme der Strömungserscheinungen an Platten und Modellen in strömendem Wasser. Von den Ergebnissen ist besonders bemerkenswert die Abhängigkeit des »dead water«-Durchmessers von der Geschwindigkeit. Die gefundenen Wirbelerscheinungen auf der Rückseite von Platten erinnern an die Ahlbornschen Versuche, neu ist dagegen die Feststellung, daß bei ähnlichen Platten von verschiedener Größe bei gleicher Stellung zum Wasserstrom der Wechsel in der charakteristischen Wirbelform bei dem gleichen Werte $v \cdot l$ eintritt. Diese Abweichung vom Froudeschen Ähnlichkeitsgesetz hat jedoch offenbar nur bei sehr kleinen Werten von $v \cdot l$, wie sie in der Praxis kaum vorkommen, Bedeutung; sie sind aber, abgesehen von dem physikalischen Interesse, insofern von Wichtigkeit, als daraus hervorgeht, daß man bei Modellversuchen den Maßstab nicht allzu klein wählen darf.

Nach einem kurzen Bericht über eine Voruntersuchung bezüglich der Luftbewegung in der Umgebung eines Rundlaufs werden nun von Bairstow, Bramwell und Sillick an diesem Rundlauf gemachte Propellerversuche veröffentlicht, die eine Reihe interessanter Einzelheiten bieten. Zunächst ist die Einrichtung zur Messung des Schubes und des Drehmomentes beachtenswert. Von den Ergebnissen ist hervorzuheben, daß eine leidlich gute Übereinstimmung mit dem Froudeschen Ähnlichkeitsgesetz gefunden wurde; der Wirkungsgrad scheint bei der Übertragung ins Große ein wenig besser zu werden. Auch die folgende Untersuchung über die günstigste Breite der Flügel bringt wertvolle Aufschlüsse; doch vermißt man hier ebenso wie bei den nächsten Versuchen mit dem Ratmanoff-Propeller leider eine genaue Angabe der Flügelquerschnitte, die sicherlich nicht ohne Einfluß auf das Resultat sind.

Es folgen nun eingehende Untersuchungen von Rosenhain, Guy Barr, Harris Booth und Mervyn O'Gorman über die Festigkeit und Gasdurchlässigkeit von Ballonstoffen, sowie über den Einfluß, den Licht und Feuchtigkeit oder kleine Verletzungen ausüben.

Beachtenswert sind die letzten Berichte von Dines über Windbeobachtungen. Es wird ein selbsttätig Azimut und Höhe aufzeichnender Apparat für Pilotballonverfolgungen beschrieben und sind einige durch ihn erhaltene Diagramme wiedergegeben. Sehr interessant sind die Aufzeichnungen, welche durch ein selbsttätig Richtung und Stärke des Windes registrierendes Anemometer aufgenommen wurden. Besonders beachtenswert ist hierbei, daß während längerer Zeit (5 Minuten) an einer Stelle eine erhebliche Zunahme der Windstärke zu beobachten ist, in einer Entfernung von 137 m dagegen nichts davon wahrzunehmen ist. Auch die mittels eines Drachens, bei dem gleichzeitig der Zug im Fesselungsdrath und die Länge dieses Drahtes registriert wurden, erhaltenen Beobachtungen über Windschwankungen in verschiedenen Höhen sind ein wertvoller Beitrag zu unserer Kenntnis über den Wind.

Die am Schlusse des Heftes gebrachten Auszüge aus fremden Veröffentlichungen dürften für die meisten Leser eine erwünschte Beigabe sein.

Störend beim Lesen ist der Wirrwarr der englischen Maßsysteme, doch kann man bei dem reichen Inhalt über derartige Äußerlichkeiten wohl hinwegsehen. Der Bericht wird sicherlich für jeden, der Interesse an der wissenschaftlichen Forschung auf dem Gebiete der Hydro- und Aerodynamik hat, viel Anregung und wertvolle Resultate bieten.

Betz.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
<small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.</small>	<small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU</small>	<small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN</small>	
DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER	DR. C. RUNGE
<small>PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small>	<small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WILN</small>	<small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WILN</small>	<small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small>
DR. R. EMDEN	E. JOSSE	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER
<small>PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small>	<small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	<small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	<small>PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANTZIG</small>
DR. S. FINSTERWALDER			
<small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small>			

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

16. Dezember 1911.

Heft 23.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reißner, Aachen. (Fortsetzung.) S. 289.
Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen. S. 293.
Zur Gastemperatur des Zeppelin-Luftschiffs Schwaben. Von K. Bassus und A. Schmauß. S. 295.

Versuche mit einem Vogelmodell und Beobachtungen an Möven und fliegenden Fischen. Von Gustav Lilienthal (z. Z. Rio de Janeiro). S. 297.
Flugschau. S. 300.
Patentschau. S. 300.
Ausstellungen. S. 300.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reißner, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 22.)

Das Entwerfen von Fahrtschrauben.

Nach Erledigung der Vorarbeiten für das Flügелеlement können wir wiederum an die Betrachtung endlicher Flügelstücke und das Entwerfen von Luftschrauben gehen. Nach den Voraussetzungen der Einleitung über die Summierung der Wirkung der einzelnen Flächenelemente dürfen wir für Gesamtschub P und Gesamtdrehmoment L nach Gl. (8b) und (9b) die Integrale ansetzen:

$$P = \int_{r_i}^{r_a} \rho dF \omega^2 r^2 \frac{m(\alpha + \delta)}{\cos \varepsilon} (1 - \beta \tan \varepsilon)$$

$$L = \int_{r_i}^{r_a} \rho dF \omega^2 r^3 \frac{m(\alpha + \delta)}{\cos \varepsilon} (\tan \varepsilon + \beta),$$

und wenn wir für die verhältnismäßige Flügelvölligkeit m den Wert der Gl. (31) einführen:

$$P = \int_{r_i}^{r_a} \rho dF \omega^2 r^2 \tan \varepsilon \frac{2\beta}{(1 + \beta^2)(1 + q)} (1 - \beta \tan \varepsilon)$$

$$L = \int_{r_i}^{r_a} \rho dF \omega^2 r^3 \tan \varepsilon \frac{2\beta}{(1 + \beta^2)(1 + q)} (\tan \varepsilon + \beta).$$

Hierin möge der ringförmige Einströmungsquerschnitt dF wieder gleich $r 2\pi r dr$, wo r ein echter Bruch, gesetzt werden, ferner als unabhängige Veränderliche statt r eingeführt werden $r\omega/v = \cotg \varepsilon = \chi$, so daß wir durch Herausziehung der Konstanten erhalten:

$$P = \frac{v}{1 + q} \frac{4\pi \rho v^4}{\omega^2} \int_{\chi^i}^{\chi_a} d\chi \chi (\chi - \beta) \frac{\beta}{1 + \beta^2} \quad (21a)$$

$$L = \frac{v}{1 + q} \frac{4\pi \rho v^5}{\omega^3} \int_{\chi^i}^{\chi_a} d\chi \chi^2 (1 + \beta \chi) \frac{\beta}{1 + \beta^2} \quad (22a)$$

Die gewählte Umformung hat den Zweck, Schub und Drehmoment durch reine Zahlgrößen zu kennzeichnen und als Funktionen einer dritten reinen Zahlgröße, des Geschwindigkeitsverhältnisses an der oberen Grenze χ_a , darzustellen. Man schreibe nämlich:

$$\psi = \frac{P \omega^2}{\rho v^4} \frac{1 + q}{4\pi r} = \int_{\chi^i}^{\chi_a} d\chi \chi (\chi - \beta) \frac{\beta}{1 + \beta^2} = f_1(\chi_a)$$

$$\lambda = \frac{L \omega^3}{\rho v^5} \frac{1 + q}{4\pi r} = \int_{\chi^i}^{\chi_a} d\chi \chi^2 (1 + \beta \chi) \frac{\beta}{1 + \beta^2} = f_2(\chi_a).$$

Daß es nur auf die obere Grenze ankommt, wird sich weiter unten leicht zeigen.

ψ und λ sind offenbar diejenigen Kennzahlen, die anzuwenden sind, wenn es sich um den Entwurf von Propellern gegebener Tourenzahl und Fahrtgeschwindigkeit handelt, deren Flügelform und Durchmesser gesucht wird. Durch Multiplikation von ψ und λ mit irgendeiner Potenz von χ kann man beliebig viele andere Kennzahlen bilden, z. B. solche, in denen die Winkelgeschwindigkeit ω oder die Fahrtgeschwindigkeit v nicht auftritt, z. B.:

$$\psi_1 = \frac{\psi}{\chi^2} \sim \frac{P}{\rho r^2 v^2} \quad \lambda_1 = \frac{\lambda}{\chi^3} \sim \frac{L}{\rho r^3 v^2}$$

oder

$$\psi_2 = \frac{\psi}{\chi^4} \sim \frac{P}{\rho r^4 \omega^2} \quad \lambda_2 = \frac{\lambda}{\chi^5} \sim \frac{L}{\rho r^5 \omega^2}$$

Die letzten beiden schon im ersten Teil dieser Arbeit verwendeten Kennzahlen haben z. B. den Vorteil, einen Übergang zu den ortsfesten Schrauben zu erlauben, ohne für $v = 0$ unendlich zu werden. Ferner sind sowohl $\psi_1 \lambda_1$ als auch $\psi_2 \lambda_2$ den ψ und λ vorzuziehen, wenn es sich um die Aufzeichnung von Versuchskurven handelt, weil niedrige Potenzen der Winkelgeschwindigkeit und der Fahrtgeschwindigkeit in ihnen auftreten und die bei diesen Größen unvermeidlichen Meßfehler sich nicht so stark potenzieren wie in ψ und λ .

Auch der Wirkungsgrad und die Prandtl'schen Formeln des Luftschraubenwettbewerbs der Internat. Luftschiffahrtssausstell. in Frankfurt a. M. 1909¹⁾ lassen sich sofort aus ψ und λ zusammensetzen.

Man findet den Wirkungsgrad

$$\eta = \frac{Pv}{L\omega} = \frac{\psi}{\lambda},$$

die Zahl q des Gütegrades der Raumausnutzung:

$$q = \frac{P}{\pi \rho r^2 v^2} = \frac{\psi}{\chi^2} \frac{4v}{1+q}$$

die Gütezahl ϑ der Schnellläufer:

$$\vartheta = \frac{P^2}{L^2 \omega} \sqrt{\frac{P}{\rho}} = \frac{\psi^2}{\lambda^2} \sqrt{\frac{4\pi(1+q)}{v}}$$

Diese Zahlen sollten aber nur dann als Wertmaßstab angesehen werden, wenn gleichzeitig ein bestimmtes Geschwindigkeitsverhältnis χ_a vorgeschrieben ist, damit derjenige, der die Wettbewerbspropeller auf das jeweilig günstigste χ_a hin entwirft, nicht in teilweise unverdienten Vorteil kommt.

Die Aufgabestellungen und Lösungen für die günstigsten Propellerformen.

In den Integralen von (21a) und (22a) sind noch der Wert des Widerstand- zu Auftriebsverhältnisses β an jeder Stelle ($\chi = \omega r / v$) und die Grenzen der Integrale, d. h. Innen- und Außendurchmesser des zu entwerfenden Propellers wählbar.

Die günstigsten Werte dieser Größen richten sich nach der Entwurfsaufgabe des Propellers.

Entsprechend den Forderungen der Technik soll hier die Aufgabe gestellt werden, für gegebene Antriebsleistung $N = L\omega$ und voraussichtliche Fahrtgeschwindigkeit v einen Propeller mit möglichst großem Schub P zu entwerfen. Dabei soll nur nach dem günstigsten Innen- und Außenradius für vorgeschriebene Tourenzahl gefragt werden.

Wir haben wiederum ein besonders einfaches Problem der Variationsrechnung mit Nebenbedingung vor uns, das den Namen isoperimetrisches führt, weil es zuerst bei der Bestimmung von Kurvenformen gegebenen Umfangs gestellt wurde.

Nehmen wir für die spezifische Völligkeit m Formel (31) als maßgebend an, so soll also ein Maximum werden das

bestimmte Integral:

$$P = \frac{v}{1+q} - \frac{4\pi\rho v^4}{\omega^2} \int_{\chi_i}^{\chi_a} d\chi \chi (\chi - \beta) \frac{\beta}{1+\beta^2}$$

mit der Nebenbedingung, daß ein anderes bestimmtes Integral, die Leistung:

$$L\omega = \frac{v}{1+q} - \frac{4\pi\rho v^5}{\omega^2} \int_{\chi_i}^{\chi_a} d\chi \chi^2 (1+\beta\chi) \frac{\beta}{1+\beta^2}$$

einen gegebenen, unveränderlichen Wert hat.

Die Variationsrechnung lehrt, daß eine notwendige Bedingung für das Zustandekommen eines Maximums die ist, daß $P - \mu L\omega$ oder:

$$\int_{\chi_i}^{\chi_a} d\chi \chi \frac{\beta}{1+\beta^2} \left[\chi - \beta - \mu \chi v (1+\beta\chi) \right] \chi$$

einen ausgezeichneten Wert annimmt, wo μ ein konstanter Faktor ist, der so bestimmt werden kann, daß die Nebenbedingung gegebener Leistung erfüllt ist.

Soll nun die Wertefolge der β ein Maximum erzeugen, so muß zunächst der Differentialquotient des Integranden, nach der wählbaren Veränderlichen genommen, verschwinden. Aus gleich zu ersiehenden Gründen soll aber als ursprüngliche Veränderliche nicht $\beta = c_2/c_1 \frac{\alpha^2 + \gamma^2}{\alpha + \delta}$, sondern α selbst genommen werden, und zwar um zu verhüten, daß sich Werte von β ergeben, denen unmögliche Werte des Luftstoßwinkels α entsprechen.

Wir erhalten also die Gleichung des Problems:

$$\frac{d\beta}{d\alpha} \cdot \frac{d}{d\beta} \left[\frac{\beta}{1+\beta^2} \left\{ \chi(1-\mu v) - \beta(1+\mu v\chi^2) \right\} \right] = 0 \quad (23a)$$

und es muß nun entweder:

$$\frac{d}{d\beta} \left[\frac{\beta}{1+\beta^2} \left\{ \chi(1-\mu v) - \beta(1+\mu v\chi^2) \right\} \right] = 0 \quad (23b)$$

oder

$$\frac{d\beta}{d\alpha} = 0 \quad (23c)$$

werden.

Beide Möglichkeiten wollen wir nacheinander untersuchen. Die erste Gleichung liefert für β die quadratische Gleichung:

$$\beta^2 + 2\beta \frac{1+\mu v\chi^2}{\chi(1-\mu v)} - 1 = 0 \quad (24a)$$

Es läßt sich nun sofort erkennen, daß mit Gl. (24a) die Aufgabestellung gegebener Winkelgeschwindigkeit und günstigster Begrenzungsradialen auf eine Unmöglichkeit führt.

Die günstigsten Grenzen ergeben sich nämlich, wenn man das Integral $P - \mu L\omega$ nach der oberen bzw. nach der unteren Grenze differenziert und die Ableitung gleich Null setzt. Man erhält dadurch nach (23b) einfach den Integrandus selbst und damit die folgenden Bedingungen der günstigsten Grenzen:

$$\chi_a(1-\mu v) - \beta_a(1+\mu v\chi_a^2) = 0 \quad (32)$$

wo der Doppelindex bedeutet, daß die Gl. sowohl an der äußeren als an der inneren Grenze gilt.

Nun müßte (24a) ebenfalls an den Grenzen gelten, aber die Vergleichung beider liefert das unmögliche Ergebnis

$$\beta_a^2 + 1 = 0,$$

Für diese Aufgabestellung ist also sicher Gl. (23b) nicht zuständig, sondern (23c), und es wird die Bedingung

¹⁾ Denkschr. d. erst. Intern. Luftsch. Ausst. Frankfurt a. M. 1909, Bd. II, S. 259. Diese Zeitschr. 1911, S. 98 und folgende.

des Maximums:

$$\frac{d\beta}{d\alpha} = 0 \quad \beta = \beta_0 = 2c_2/c_1 \alpha_0.$$

Der günstigste Propeller gegebener Tourenzahl, Leistung und Fahrtgeschwindigkeit stellt sich also hier als der Propeller überall gleichen günstigsten Angriffswinkels α heraus, eine Form, die Drzewiecki schon seit längerer Zeit empfiehlt. Doch muß betont werden, daß nur bei dem von uns eingeführten Wert der zulässigen Flügelvölligkeit m sich dies einfache Ergebnis errechnet. Für jeden anderen Wert von m , z. B. den von Lanchester benutzten Wert aus (31a) $m = \sin \epsilon$, würde sich ein veränderliches günstigstes β und α ergeben¹⁾. Die Berechnungsweise und die Ergebnisse von Drzewiecki sind im übrigen ganz verschieden von den unsrigen, indem Drzewiecki nicht das Widerstandsgesetz der gewölbten Platte ansetzt und auch die Wölbung nicht aus der Abströmungstangente bestimmt. Auch gibt seine Theorie keinen Anhalt über die Verteilung der Flügelbreiten und die von einem Flügелеlement aufnehmbaren Drehmomente und Schübe.

Für die innere und äußere Grenze erhalten wir dann nach (32)

$$\chi_a = \frac{1 - \mu v}{2 \mu v \beta_0} \pm \sqrt{\frac{(1 - \mu v)^2}{(2 \mu v \beta_0)^2} - \frac{1}{\mu v}}. \quad (32a)$$

¹⁾ In einem Vortrage 1908 vor der Naturf.-Vers. in Köln habe ich auf die aus $m = \sin \epsilon$ sich ergebende günstigste Propellerform aufmerksam gemacht. Etwas später hat Herr Knoller unabhängig ähnliche Ergebnisse gefunden.

Es wird immerhin nicht überflüssig sein, die Folgerungen aus der Cotterill-Knoller-Lanchesterschen Flügelbreitenbeziehung (31a) für die entsprechende günstigste Propellerform zu ziehen. Setzt man in den Gl. (8b) und (9b) $bc_1/2\pi r \rho v = m = \sin \epsilon$ ein, so gewinnt man nach einigen einfachen Umformungen mit der Bezeichnung $\chi = \cot \epsilon = \omega r/v$.

$$P = v \frac{2\pi \rho v^4}{\omega^3} \int_{\chi_i}^{\chi_a} d\chi \chi (\chi - \beta) (\alpha + \beta)$$

$$L = v \frac{2\pi \rho v^5}{\omega^3} \int_{\chi_i}^{\chi_a} d\chi \chi^2 (1 + \beta \chi) (\alpha + \beta)$$

Die Differentiation des Integrands der Funktion $P - \mu L \omega$ nach α liefert jetzt eine andere Gleichung der günstigsten Propellerfläche:

$$\frac{\chi (1 - \mu v)}{1 + \mu v \chi^2} = \frac{d\beta (1 + \beta)}{d\alpha} = \frac{2c_2}{c_1} \alpha \quad (23d)$$

Die Bedingung der günstigsten Grenzen ergibt sich durch Nullsetzen des Integrands jeweilig an den Grenzen:

$$(\alpha + \beta) [\chi_a (1 - \mu v) - \beta_a (1 + \mu v \chi_a^2)] = 0 \quad (32a)$$

Von diesen beiden Faktoren darf der Winkel $\alpha + \beta$ an der Grenze nicht verschwinden, wenn wir ein Maximum verlangen, weil man durch Vergrößern des Winkels dann einen kleineren Propeller mit demselben Drehmoment und höherem Schub erzielen könnte, also muß der zweite Faktor verschwinden, und die Vergleichung von (23d) an der Grenze und (32a) liefert am inneren und äußeren Rande

$$\frac{d\beta}{d\alpha} \alpha = 0.$$

Der Winkel des kleinsten Widerstandsverhältnisses stellt sich also hier nur am inneren und äußeren Rande ein, dazwischen ist dieser Winkel α veränderlich nach der Flächengleichung (23d).

Diese Flächengleichung bedeutet nahezu konstante Steigung, während für den früheren Wert von m sich ein konstanter Winkel α und eine nach innen abnehmende Steigung herausgestellt hatte.

Die Gleichung einer Fläche konstanter Steigung s kann nämlich geschrieben werden:

$$\operatorname{tg} i = \frac{s}{2\pi r}, \text{ also } \operatorname{tg} (i - \epsilon) = \operatorname{tg} \alpha = \frac{\operatorname{tg} i - \operatorname{tg} \epsilon}{1 + \operatorname{tg} i \operatorname{tg} \epsilon}$$

und nach Einsetzung des Wertes für $\operatorname{tg} i$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\chi \left(1 - \frac{2\pi v}{s \omega}\right)}{1 + \chi^2 \frac{2\pi v}{s \omega}}$$

während der Lagrangesche Faktor μ aus der Nebenbedingung zu bestimmen wäre.

Dieser Rechnungsgang ist aber sehr unbequem. Es ist bei weitem zweckmäßiger, von der Größe χ_a als gegeben auszugehen und χ_i , μ und N danach zu bestimmen. Zu diesem Zweck kann man aus Gl. (32), indem man μv durch χ_i bzw. durch χ_a ausdrückt und beide Ausdrücke gleich setzt, die Beziehungen:

$$\chi_i = \frac{1 + \beta \chi_a}{\chi_a - \beta} \quad \mu v = \frac{1}{\chi_i \chi_a}$$

entnehmen, wovon die erste auch als Winkelbeziehung ausgesprochen werden kann, nämlich $\cot \epsilon_i \cot (\epsilon_i + \gamma) = 1$, wenn γ den Winkel zwischen Luftdruck und Drehebene bedeutet. Mit $\beta = \beta_0$ ergibt die Integration aus den Gl. (21a) und (22a) für ψ und λ :

$$\psi = \frac{\beta}{1 + \beta^2} \left[\frac{1}{3} (\chi_a^3 - \chi_i^3) - \frac{\beta}{2} (\chi_a^2 - \chi_i^2) \right] \quad (33)$$

$$\lambda = \frac{\beta}{1 + \beta^2} \left[\frac{1}{3} (\chi_a^3 - \chi_i^3) + \frac{\beta}{4} (\chi_a^4 - \chi_i^4) \right] \quad (34)$$

und für Schub und Drehmoment bzw. Leistung:

$$P = \psi \frac{v}{1 + \beta} \frac{4\pi \rho v^4}{\omega^3}$$

$$L = \lambda \frac{v}{1 + \beta} \frac{4\pi \rho v^5}{\omega^3} \quad N = \lambda \frac{v}{1 + \beta} \frac{4\pi \rho v^5}{\omega^2}$$

schließlich für den Wirkungsgrad:

$$\eta = \frac{\psi}{\lambda} = \frac{\frac{1}{3} (\chi_a^3 - \chi_i^3) - \frac{\beta}{2} (\chi_a^2 - \chi_i^2)}{\frac{1}{3} (\chi_a^3 - \chi_i^3) + \frac{\beta}{4} (\chi_a^4 - \chi_i^4)} \quad (35)$$

Für überschlägliche Berechnungen ist es erlaubt χ_i gegen χ_a zu vernachlässigen. Dann vereinfachen sich die

während (23d) lautet:

$$\alpha = \frac{c_1}{2c_2} \frac{\chi (1 - \mu v)}{1 + \chi^2 \mu v}$$

Für kleine Winkel α und für $\frac{c_1}{2c_2} \propto 1$ ist also (23d) die Gleichung einer Schraubenfläche konstanter Steigung vom Betrag $s = \frac{2\pi}{\mu \omega}$.

Die Beziehung zwischen innerer und äußerer Grenze ist dagegen gerade dieselbe wie oben für den Drzewiecki-Propeller, nämlich:

$$\beta_0 = \frac{\chi_a (1 - \mu v)}{1 + \mu v \chi_a^2} = \frac{\chi_i (1 - \mu v)}{1 + \mu v \chi_i^2}$$

Setzt man die erhaltenen Werte von α und β in die obigen Ausdrücke für P und L ein, so erhält man für die Integrale ψ und λ nach einer etwas langwierigen Integration andere, und zwar viel umständlichere Funktionen von χ_a .

Diesen Rechnungsgang und diese Kurven für ψ und λ hatte ich bei meinen Propellerarbeiten verwendet, als ich 1908 in dem eben zitierten Vortrag die obigen Ergebnisse mitteilte. Herr Knoller hat 1909 unabhängig teilweise ähnliche Schlußfolgerungen entwickelt.

Die aufgestellte Flächengleichung nahezu radial konstanter Steigung und damit nach innen zu wachsender Luftstoßwinkel ist dadurch entstanden zu denken, daß, wie oben gezeigt, die inneren Teile nach $\chi = 1$ hin einen höheren erreichbaren Wirkungsgrad haben und es deshalb vorteilhaft ist, diese Teile durch steileren Luftstoßwinkel stärker zu belasten. Wenn dadurch auch der Wirkungsgrad an diesen Punkten nicht seinen höchsten Wert hat, werden doch die äußeren Teile geringeren, erreichbaren Wirkungsgrades entlastet und im ganzen doch ein höherer Wirkungsgrad erzielt.

Diese stärkere Belastung der Flügelteile mit größerem erreichbaren Wirkungsgrad führt dagegen bei dem Ansatz (31),

$m = \sin \epsilon \frac{2\beta}{1 + \beta^2} \alpha + \delta$, nicht zu einem Maximum, weil mit wachsendem Luftstoßwinkel α diese Formel eine abnehmende zulässige Flügelvölligkeit zeigt und einer stärkeren Belastung des Flügels an seinen günstigsten Stellen entgegenarbeitet.

Die Benutzung der Formel (31a) an Stelle von (31) führt durch höhere zulässig erscheinende Flächenausnutzung der Teile in der Nähe von $\chi = 1$, also im allgemeinen der inneren Teile, zu rechnerisch ein wenig höheren erreichbaren Wirkungsgraden.

obigen Formeln erheblich, nämlich zu:

$$\psi \sim \frac{6\beta}{1+\beta^2} \chi_a^2 (2\chi_a - 3\beta)$$

$$\lambda \sim \frac{12\beta}{1+\beta^2} \chi_a^3 (4 + 3\beta \chi_a)$$

$$r_i \sim \frac{2(2\chi_a - 3\beta)}{\chi_a(4 + 3\beta \chi_a)}$$

Diese letzten Formeln stellen aber gute Näherungen nur etwa für Werte von $\chi_a > 3$ ab dar. Unterhalb dieses Wertes der Außengrenze rückt die Innengrenze immer näher an die Außengrenze heran und fällt mit dieser zusammen ($\chi_i = \chi_a$) für $\chi_0 = \sqrt{\beta^2 + 1} + \beta$, d. h. gerade an der Stelle, wo der Wirkungsgrad ein Maximum wird ($\eta = 1/\chi_0^2$). Für kleinere Geschwindigkeitsverhältnisse χ_a wird also der Wirkungsgrad immer besser, aber der für die Aufnahme der Motorleistung notwendige Außenradius schließlich so groß, daß eine konstruktive Verwertung nicht möglich ist. Bei den üblichen Verhältnissen von Leistung, Tourenzahl und Fahrtgeschwindigkeit wird man aber niemals auf so niedrig liegende Werte von λ kommen.

Für den Entwurf wird es von Vorteil sein, in einem Schaulinienblatt die zu benutzenden Funktionen χ_i , λ , η und die Flügelbreite b zu vereinigen. Für letztere ist es am

bequemsten $\chi \sin \varepsilon = \cos \varepsilon = \frac{\chi}{\sqrt{1+\chi^2}}$ aufzutragen.

Nach Gl. (31) wird nämlich

$$\chi \sin \varepsilon = b \frac{\omega}{v} \frac{c_1}{\rho} \frac{(1+\beta^2)(\alpha+\beta)}{2\beta} \frac{1}{2\pi v}$$

Für λ und η ist es zur Ausrechnung einer Schaulinie notwendig, sich über den erreichbaren Wert des Widerstand- zu Auftriebsverhältnisses zu entscheiden. Für geradlinig bewegte, schwach gewölbte, nicht zu dicke Flügelprofile ist von Riabouchinski und Eiffel neuerdings der Wert 1/15 bzw. 1/16 bei Seitenverhältnissen von 3 bis 6 erreicht worden, während vor längerer Zeit Phillips und Maxim die glaubhafte Behauptung aufgestellt haben, für größere Seitenverhältnisse, d. h. quer zur Bewegungsrichtung lange Platten den Wert 1/20 erreicht zu haben. Ob so günstige Verhältnisse auch bei der kreisförmigen Bewegung sich erzielen lassen, ist noch festzustellen. Die zuverlässigsten Versuche über diese Frage sind wohl die Bendemannschen. Bendemann gelangt mit auf der Druckseite sehr flachen, auf der Saugseite stärker gewölbten

Profilen zum größten Wert der Größe $\frac{P}{L\omega} \omega r = 11,6$ bei

Hubschraubenversuchen. In unserer Bezeichnungsweise war diese Größe \mathcal{U} genannt worden und ihr größter Wert konnte sich 1/3 nähern (s. S. 19 ds. Jahrg.), wenn die Ansauggeschwindigkeit immer kleiner wurde.

Danach dürfte man also hoffen, $\beta = 1/12$ zu unterschreiten, insbesondere durch richtige Anordnung der Ein- und Austrittstangenten der Wölbung.

Rechnet man anderseits für verschiedene Werte β_{\min} etwa 1/10, 1/15, 1/20 die bei $\chi = \beta + \sqrt{1+\beta^2}$ erreichbaren Wirkungsgrade $1/\chi^2$ nach, so findet man Werte, die bisher zuverlässig noch nicht erreicht sind, nämlich

$$\eta = 0,820 \quad 0,877, \quad 0,905.$$

Höchstens könnte der erste Wert für $\beta = 0,1$ als obere Grenze der zuverlässig bisher erreichten Wirkungsgrade betrachtet werden.

Die nachstehende Schaulinientafel ist deswegen für $\beta = 1/10$ mit den Funktionen von (33) und (35) gerechnet. Die Benutzung der Tafel ist die folgende:

Es sei eine Motorleistung in PS, minutliche Tourenzahl n und Fahrtgeschwindigkeit v in km/Std. gegeben und es

werde ein möglichst günstiger Propeller gesucht. Man führe die gegebenen Zahlen zunächst auf $\text{kgm/sek} = \text{P.S.} \times 75$,

Winkelgeschwindigkeit $\omega = n \frac{2\pi}{30}$ und Fahrtgeschwindigkeit v

in m/sek ($v = \frac{v}{3,6}$) zurück, berechne aus diesen Zahlen λ

und suche diesen Wert von λ auf der λ -Kurve auf. Die

zugehörige Abszisse $\chi_a = \frac{\omega r_a}{v}$ liefert, da ja ω und v bekannt

sind, den günstigsten Außenradius, der zu derselben Abs-

zisse χ_a gehörige Wert von $\chi_i = \frac{\omega r_i}{v}$ die innere Grenze r_i ,

die allerdings nur für sehr langsame Propeller von Bedeutung ist. Ferner lese man den senkrecht darüber liegenden Wert des Wirkungsgrades η ab, der schließlich nach seiner

Bedeutung als $\frac{Pv}{N}$ auch sofort den erreichbaren Schub angibt.

Die Linie $\cos \varepsilon$ schließlich bezieht sich nicht auf die äußere Grenze χ_a als Abszisse, sondern auf die längs eines ganzen Flügels zu nehmende Flügelbreite b , also auf χ als Abszisse. Sie läßt erkennen, daß die Flügel langsam laufender Luftschrauben, bei denen die Außenabszisse χ_a unter 3 bleibt, zweckmäßig sektorförmig ausgebildet werden, während die schnelllaufenden Luftschrauben mit $\chi_a > 3$ mit wenig veränderlicher Flügelbreite auszubilden sind. Dieses Ergebnis entspricht vollkommen den bewährten Ausführungen.

Der Propeller ist nun also in seinen Breiten und auch in den Steigungswinkeln i an jeder Stelle bestimmt, da ja der Luftstoßwinkel $i - \varepsilon = \alpha$ überall derjenige kleinsten β sein sollte. Es bleibt nur noch übrig, die Wölbungstangenten des Ein- und Austritts zu bestimmen.

Für die Eintrittstangente ist ja der Winkel sofort aus dem Eintrittswinkel ε des Relativstromes zu entnehmen, die Austrittstangente dagegen muß aus den axialen und tangentialen Abströmungsgeschwindigkeiten relativ zum Flügel bestimmt werden.

Die axiale Komponente der Strömung relativ zum Flügel ist nun gleich der Summe der Absolutgeschwindigkeit v_1 der Strömung und der Fortschritts- geschwindigkeit v des Propellers, also $v_1 + v$.

Die relative Tangentialkomponente ist, da die Strömung in der Drehungsrichtung mit der Absolutgeschwindigkeit $\omega_1 r$ mitgenommen wird ($\omega - \omega_1$) r . Für den Winkel i' zwischen Abströmungsrichtung und Drehebene erhalten wir also:

$$\text{tg } i' = \frac{v_1 + v}{(\omega - \omega_1)r} = (\text{tg } \varepsilon_1 + \text{tg } \varepsilon) \frac{1}{1 - \mu}$$

Benutzen wir nun Gl. (29), (30) und (31) für $\text{tg } \varepsilon_1$, μ und m , so erhalten wir:

$$\text{tg } i' = \frac{\frac{2\beta}{1-\beta^2} + \text{tg } \varepsilon + \frac{1+\beta^2}{1-\beta^2} \text{tg } \varepsilon \varphi}{1 - \frac{2\beta}{1-\beta^2} \text{tg } \varepsilon + \frac{1+\beta^2}{1-\beta^2} \varphi}$$

Dieses Ergebnis erlaubt eine sehr einfache geometrische Deutung, sobald wir den Turbulenzfaktor φ vernachlässigen und den Quotienten $\frac{2\beta}{1-\beta^2}$ gleich $\text{tg } \psi$ setzen. Wir können dann schreiben:

$$\text{tg } i' = \text{tg } (\varepsilon + \psi).$$

Bedenken wir noch, daß man mit großer Annäherung $\text{tg } \psi = 2\beta$ setzen darf und daß β den Winkel der Luftdruckresultierenden mit der Strömungsnormalen vorstellt, so sehen wir nach Fig. 9, daß die Abströmungstangente so zur Einstromungstangente zu stehen kommt, daß die Luftdruck-

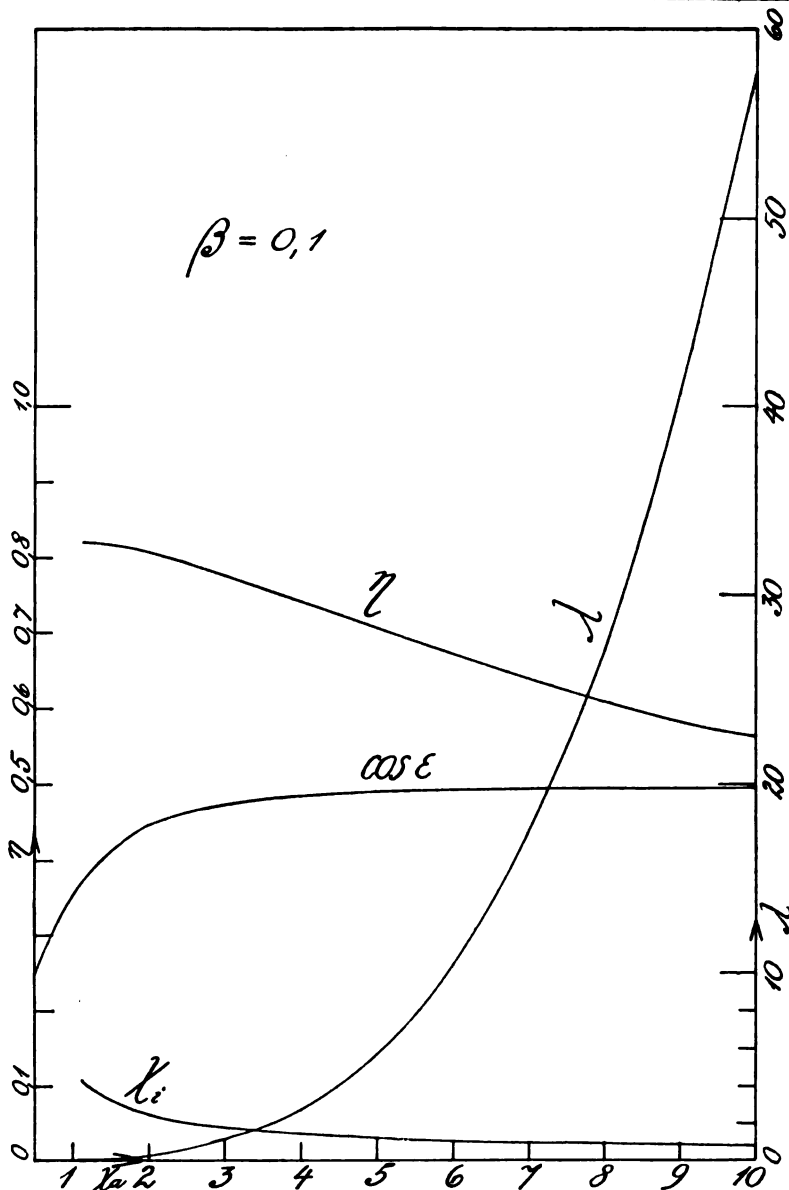


Fig. 8. Schaulinien zum Entwurf einer Fahrtschraube für Profilwiderstandsminimum $\beta = 0,1$. $\chi = \frac{\omega r}{v}$, $\eta = \frac{Pv}{L\omega}$, $\lambda = \frac{4\pi\rho v^5}{L\omega^3} \frac{1+\phi}{v}$.

resultierende den Winkel zwischen beiden halbiert.

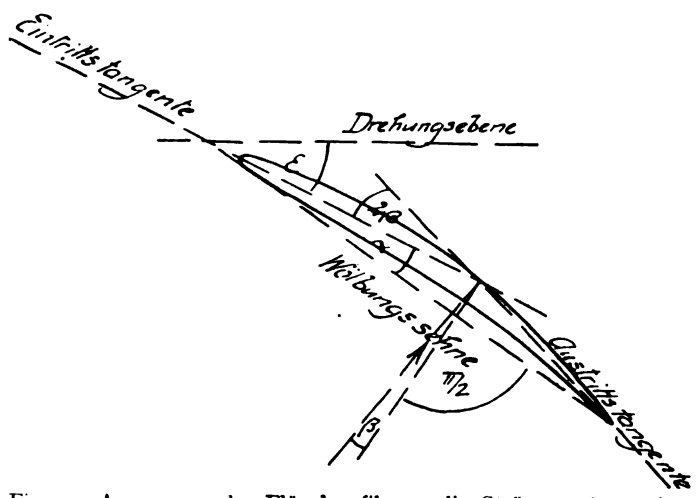


Fig. 9. Anpassung des Flügelprofils an die Strömungstangenten.

Man könnte zweifelhaft sein, ob es zweckmäßig ist, die rechnerische Einstromungstangente gleich der Profiltangente zu machen, da es sich bei gradlinig bewegten Flügeln als vor-

teilhaft erwiesen hat, die Profiltangente gegen die Strömung etwas nach vorn zu kippen. Die Strömung wird durch eine solche Kantenform, solange dieses Überhängen gering genug ist, schon vor dem Aufstoßen nach oben gezogen und dadurch die ausnutzbare Bewegungsgröße der Strömung vermehrt.

Bei einem Propellerflügel würde aber durch dieses Einschwenken der Relativströmung die Einstromungsgeschwindigkeit vermindert werden, da eine Vergrößerung der relativen Winkelgeschwindigkeit nicht gut denkbar ist. Ein solcher Stau der Strömung vor dem Flügel entspricht jedoch nicht den Voraussetzungen unserer Rechnung und kann auch nicht vorteilhaft sein, weil die bewältigte strömende Masse dadurch verringert wird. Ganz im Gegenteil sieht man sogar bei manchen Wasserpropellern die Eintrittskante aufgekippt, um ja recht viel Strömung zu fassen.

Die Ausbildung der Vorderkante ist aber in jedem Fall viel weniger wichtig als die sanfte Abströmung an der Austrittskante. Chauvière, Drzewiecki und Bendemann haben gute Propeller sowohl mit scharfer als auch mit abgerundeter Vorderkante erzielt.

(Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen.

Drahtlostelegraphische Luftschiff-orientierung.

Von Dr. Max Dieckmann.

In dieser Zeitschrift, Jahrgang 1911, Heft 14 und 15, habe ich eine Methode der drahtlostelegraphischen Orientierung für Luftschiffe beschrieben. Das Prinzip dieser Methode besteht darin, die Abstandsverhältnisse eines Luftschiffes von zwei oder mehreren periodisch gebenden Landstationen aus dem Verhältnis der jeweils auf dem Luftschiff empfangenen Energiemengen zu ermitteln.

Gelegentlich der 37. Fahrt des Luftschiffes »Schwaben« am 13. August 1911 von Baden Oos aus wurde Gelegenheit genommen, eine für diese Zwecke hergestellte Empfangsapparatur zu prüfen. Als periodische Sender fungierten die Radiostationen Karlsruhe und Metz. Die Versuche fielen positiv aus.

Der Empfänger. Als Luftschiffempfänger diente eine kompakte, transportable Anordnung von 3,85 kg Gewicht für Hörempfang, deren Äußeres aus Fig. 1 zu erkennen ist. A und G bedeuten die Zuleitungen für die Antenne

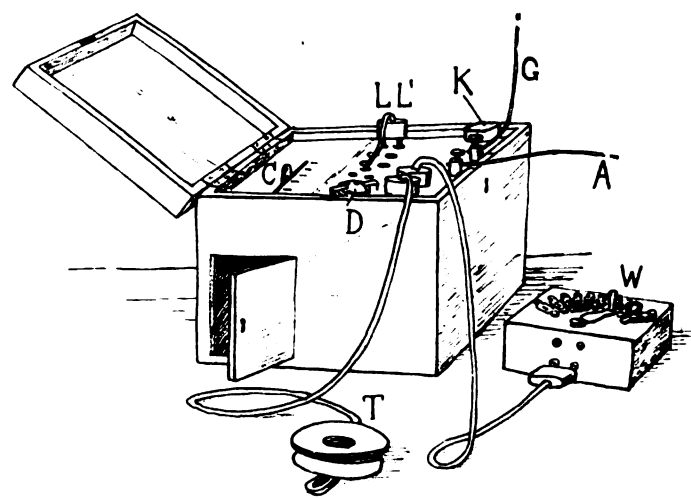


Fig. 1.

und das Gegengewicht. C ist der Reguliergriff einer variablen Kapazität, L und L' sind die gegenseitig zwangsläufig zugeordneten Buchsen für die Selbstinduktionsspulen des Anten-

nen- und aperiodischen Kreises. *K* ist der Griff der verstellbaren Koppelung, *D* bedeutet einen Kontaktdektor, *T* einen 1000 ohmigen Telephonhörer und *W* einen zu diesem Telephon-

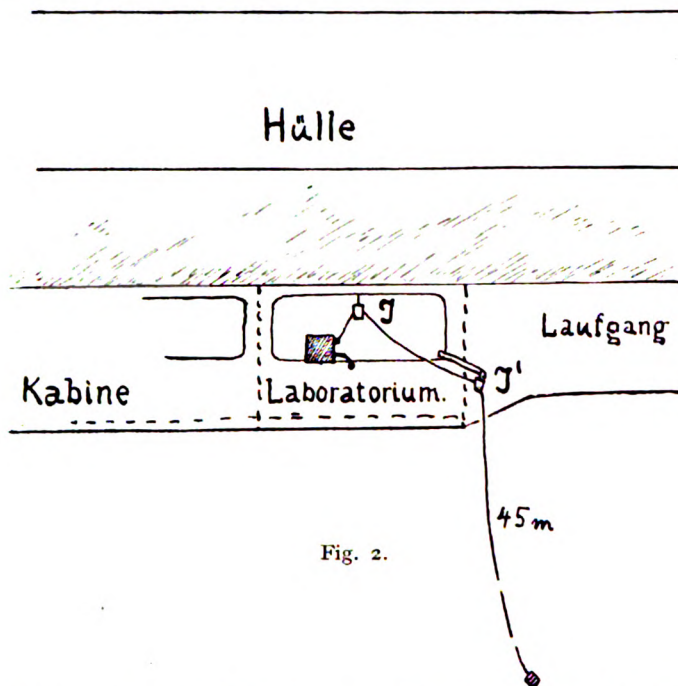


Fig. 2.

hörer parallel geschalteten zehnstufigen Widerstand oder Spatiometer. Der Empfänger weist in einzelnen Teilen, speziell der



Fig. 3.

Primärkapazität und primären Selbstinduktionsspulen, konstruktive Besonderheiten auf, bei deren Erprobung ich ebenso wie bei der mechanischen Durchbildung des Apparates durch

Herrn F. Eppen bestens unterstützt wurde. An sich ist naturgemäß jeder beliebige zuverlässige Empfängertyp für derartige Zwecke verwendbar. Der vorliegende verbindet nur die Vorteile besonderer Handlichkeit und geringen Gewichtes mit reichlicher Abstimm- und Regulierfähigkeit bei größter Empfindlichkeit.

Antenne und Gegengewicht. Um durch das Aushängenlassen einer vertikalen Antenne die Navigation des Fahrzeuges nicht zu erschweren, wurde versucht, die Antenne möglichst kurz zu halten. Die Versuche ergaben, daß bei der »Schwaben« eine Antenne, bestehend aus einem nur 45 m langen Kupferseil von 3 mm Durchmesser völlig für sicheren Empfang ausreicht. Das Ende des Kupferseils wurde durch ein Gewicht von 1,4 kg belastet. Fig. 2 zeigt die Anschlüsse zwischen Apparat, Luftschiff und Antenne. Der Apparat war im Laboratoriumsraum neben der Kabine aufgestellt. Zwei Porzellanisolatoren *J* und *J*₁ sorgten dafür, daß die Antenne vom Luftschiff frei hing. Als Gegengewicht war direkt das Metallgerippe der »Schwaben« angeschlossen. Fig. 3 läßt das Innere des Laboratoriums erkennen.

Fahrt. Die Fahrt verlief bei heiterem, trockenem, warmem Wetter. Der Aufstieg erfolgte kurz vor 7 Uhr vormittags vom Ooser Gelände aus, woselbst auch 10 Uhr 30 Min. wieder gelandet wurde. Eine Übersicht über die Erstreckung der Fahrtstrecke zwischen dem östlichsten Punkte Baden-Baden und dem westlichsten Punkt Zabern in bezug auf die Sendepunkte Metz und Karlsruhe gibt Fig. 4. Im einzelnen sind

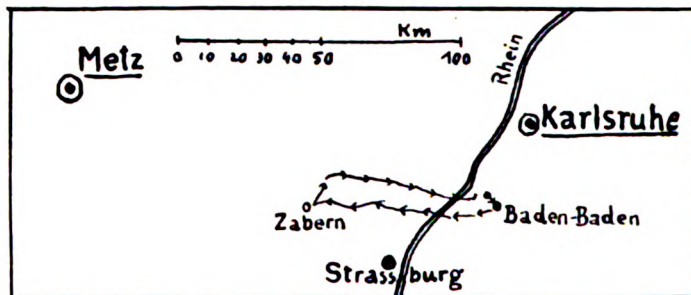


Fig. 4.

die überflogenen Ortschaften und die innegehabten Höhen in der beistehenden Tabelle aufgeführt.

Zeit	Höhe	Ort
757	325/75	Baden-Baden
805	300	Steinbach
814	—	Scherzheim
819	—	Offendorf
827	225	Hördt-Weyerheim
834	300	Brumath
839	—	Mommenheim
859	325/50	Zabern
908	300	Steinburg
914	325	Neuweiler
920	—	Buchsweiler
927	300	Obermodern
935	275	Überach
948	250	Hagenau
1005	—	Sesenheim
1030	130	Oos
		Landung

Organisation. Die Sendestationen wurden von Hand bedient, und zwar gab Karlsruhe stets beginnend mit der Minute 0, 15, 30, 45 zwei Minuten lang das Signal *s c h w* mit einer Wellenlänge von 1200 m; ebenso, aber mit einer Wellenlänge von 1800 m erfolgte das Signal *r u h*, beginnend mit der Minute 10, 25, 40 und 55. Metz sendete mit einer Wellenlänge von 1500 m die Buchstabenfolge *l s f* gleichfalls jedesmal zwei Minuten lang, beginnend mit der Minute 5, 20, 35, 50. Das Luftschiff mußte also, unterbrochen von dreiminütlichen Pausen, stets eine der drei Stationen empfangen. Für das Entgegenkommen, die Sendestationen anlässlich dieser Apparaterprobung zu bedienen, ist die Delag den beteiligten Radiostationen zu besonderem Dank verpflichtet.

Ergebnisse. Nach erfolgtem Aufstieg verging zunächst einige Zeit mit dem Ausprobieren der Antennenlänge und dem Abstimmen des Empfängers. Die erste Lautstärkemessung wurde 7 Uhr 10 Min. östlich des Rheines mit der 45 m langen Antenne, die sich auch fernerhin bewährte, vorgenommen. Das Signal wurde unhörbar, wenn man den Knopf des Spatiometers auf Stellung 4 bis 3 einstellte. Kurz darauf, etwa über dem Rhein, wurde auch bei geänderter Kuppelung Metz gehört bis Stellung 7. Von nun ab wurden bei jeder Kontrolle die Signale empfangen. Es zeigte sich dabei zunächst deutlich eine Abnahme der Lautstärke von Karlsruhe und eine Zunahme der Lautstärke von Metz. Hinter Zabern (9 Uhr 5 Min.) ergab Metz Stellung 4/5, Karlsruhe (9 Uhr 10 Min.) Stellung 6. (Jede Stellung mit den Anfangskuppelungen ermittelt.) Bei Karlsruhe wurden die Messungen immer am Signal r u h, nicht an s c h w vorgenommen, da bei der fraglichen Welle offenbar einmal beim Empfangen oder beim Senden Störungen vorgekommen waren. Bei der Rückfahrt ergaben sich dieselben Verhältnisse wie bei der Hinfahrt. In der Rheinebene ergab Karlsruhe deutlich Stellung 3, Metz Stellung 7. Die Messungen konnten recht genau erfolgen, da es ganz bewundernswürdig ist, wie geräuschfrei die »Schwaben«-Kabine, sogar noch gegenüber der früheren »Deutschland«-Kabine ist. Es wäre möglich gewesen, einen mindestens vierfach feiner unterteilten Abstandschätzer zu verwenden. Ein solcher befindet sich gegenwärtig im Bau.

Obwohl die theoretisch gewonnene Proportionalitätsbeziehung zwischen Abstand und Lautstärke, die der Eichung des verwendeten Abstandschätzers zugrunde liegt, wahrscheinlich empirisch verbessert werden kann, ergeben die gemessenen Zahlen recht erfreuliche Anhaltspunkte.

In bezug auf Karlsruhe wurde das Abstandsverhältnis zwischen einem Punkt östlich des Rheines und der Gegend von Zabern festgestellt als 3:6. In der Tat entspricht es sehr nahe einem Entfernungsverhältnis von 40:80 km. Für Metz bei anderer Kuppelung stimmt die Sache gleichfalls leidlich. Das gemessene Abstandsverhältnis für die Stellung der Fahrkurve, die den vorigen sehr benachbart waren, betrug $7:4 = 1,75$; die Entfernungen stehen im Verhältnis ca. $140:95 \text{ km} = 1,48$. Daraus folgt: bei der für Metz verwendeten Kuppelung entspricht einem Skalenteil des Spatiometers ca. 20 km, bei der für Karlsruhe verwendeten ca. 13,4 km unter sonst unveränderten Verhältnissen. Innerhalb dieser durch die groben Stufen des Spatiometers gegebenen Empfindlichkeit sind die Messungen also gut ausgefallen. Die Lautstärkeänderungen sind so erheblich, daß einer Unterteilung der Spatiometerstellungen durch drei Zwischenwerte sicher nichts im Wege steht und das würde im gegebenen Falle eine Genauigkeit der Abstandsmessung auf etwa 5 km sicherstellen.

Für den Gebrauch des Spatiometers dürften also, so lange keine besseren Gesichtspunkte vorliegen, folgende Regeln beachtenswert sein:

1. Bei ungeändertem Empfangssystem (Antennenlänge und Kuppelung) entsprechen gleichen Abstandsänderungen gleiche Spatiometeränderungen, unabhängig von der Stärke der sendenden Stationen.
2. Bei verändertem Empfangssystem (festere oder losere Kuppelung, längere oder kürzere Antenne, empfindlicherer oder unempfindlicherer Detektor) entsprechen bei empfindlicherem Empfangssystem dieselben Spatiometeränderungen größeren Abstandsänderungen, bei unempfindlicherem Empfangssystem kleinere Abstandsänderungen.
3. Die Messungen werden um so genauer, auf um so kleinere Empfindlichkeit das Empfangssystem ursprünglich unter Berücksichtigung der größten Diagonale des Orientierungskarees eingestellt war.

Zusammenfassung: Es wird eine Apparatanordnung beschrieben, mit der auf der »Schwaben« auf drahtlostelegraphischem Wege Abstandsschätzungen von zwei festen Landstationen ausgeführt wurden. Die Ergebnisse, denen die erwartete Genauigkeit zukam, werden mitgeteilt und einige Regeln für den Gebrauch des Abstandschätzers oder Spatiometers gegeben.

Zur Gastemperatur des Zeppelin-Luftschiffs Schwaben.

Von K. Bassus und A. Schmauss.

In Heft 17, 1911, dieser Zeitschrift hatten wir Beiträge zur Frage nach den Füllungstemperaturen eines Freiballons geliefert. Inzwischen hat sich Gelegenheit gegeben, Messungen der Füllungstemperaturen am Z-schiff Schwaben anzustellen, deren Ergebnisse im folgenden kurz diskutiert seien.

Wenn auch von uns bisher nur bei vier Fahrten die Füllungstemperaturen gemessen werden konnten, so darf doch den ermittelten Werten eine prinzipielle Bedeutung beigelegt werden, da einerseits der Führer dieses Luftschiffes Dr. Eckener schon zuvor zahlreiche Beobachtungen über die Füllungstemperaturen angestellt hatte, die sich nach seinen Mitteilungen mit unseren Messungen durchaus im Einklang befinden, andererseits die von uns für den Freiballon ermittelten Gesetzmäßigkeiten das vorliegende Problem in seinen Grundzügen bereits geklärt hatten.

Zu den Messungen wurde benutzt: a) zur Bestimmung der Temperatur der Füllung ein Widerstandsthermometer von Hartmann & Braun, das nach der Seite der thermischen Isolation des Thermometerkörpers gegen den ihn umgebenden Strahlenschutz gegenüber dem früheren Typ dieser Firma verbessert war; das Instrument befand sich im unteren Drittel einer der Gaszellen¹⁾; b) zur Bestimmung der Lufttemperatur während der Fahrten ein an einer Gondelstrebe angebrachtes Thermometer, das, gegen Strahlung geschützt und thermisch isoliert, durch den Luftzug des fahrenden Luftschiffs intensiv ventiliert wurde, zu ihrer Bestimmung außerhalb der Fahrten ein strahlungsgeschütztes Schleuderthermometer.

Die Bauart und die Fahrtverhältnisse des Z-schiffs Schwaben unterscheiden sich hinsichtlich der Frage der Füllungstemperaturen von einem Freiballon grundlegend in zwei Punkten. 1. Während ein Freiballon nur eine Hülle hat, die der Sonnenstrahlung direkt ausgesetzt ist, besitzen alle Z-schiffe deren zwei, nämlich einen äußeren Überzug und die eigentlichen, von diesem Überzug durch einen luftgefüllten Zwischenraum getrennten Gaszellen; die Gaszellen selbst sind also gegen Bestrahlung sowie gegen Wärmeaustausch mit der freien Atmosphäre relativ gut geschützt. 2. Während die Ventilation des Freiballons, d. h. die Geschwindigkeit, mit der die Luft an diesem vorbeistreicht, erfahrungsgemäß den Betrag von 15 km/h (beim Fallen) nur äußerst selten übersteigt, beträgt diese beim Z-schiff Schwaben beim Gang von einem Motor 40 km/h, beim Gang von zwei Motoren 60 km/h, beim Gang von drei Motoren 70 km/h, also ca. das drei- bis fünffache. Aus diesen Gründen ist bei einem Z-schiff einerseits von vorneherein (bei gleichen Strahlungsverhältnissen) ein wesentlich kleinerer Temperaturüberschuß der Füllung wie bei einem Freiballon zu erwarten, andererseits auch ein Einfluß der Ventilation, wenn auch, infolge der guten Isolation der Gaszellen, nur ein geringer und sehr allmählicher.

Unsere erste Fahrt am 9. August 1911 (Fig. 1) zeigt zunächst die bereits für den Freiballon festgestellte Tatsache, daß auch eine intensive Höhenänderung (von

¹⁾ Wegen der Gültigkeit der an einer Stelle gemessenen Füllungstemperatur für eine ganze Zelle vergl. diese Zeitschrift 1911 S. 218. Über den (geringen) Unterschied der Temperaturen in den verschiedenen Zellen sowie andere Einzelheiten der Temperaturverteilung sind Untersuchungen im Gang, deren Ergebnis später bekannt gegeben werden wird, während in der vorliegenden Arbeit nur die Grundzüge des Temperaturganges der Füllung besprochen sind.

7 h 42 bis 7 h 52 um 260 m) im Gasthermogramm nicht zum Ausdruck kommt, d. h. daß auch hier der durch Ausdehnung der Füllung verursachte Wärmeverlust durch Wärmezufuhr von seiten der Gashülle sofort ersetzt wird¹⁾.

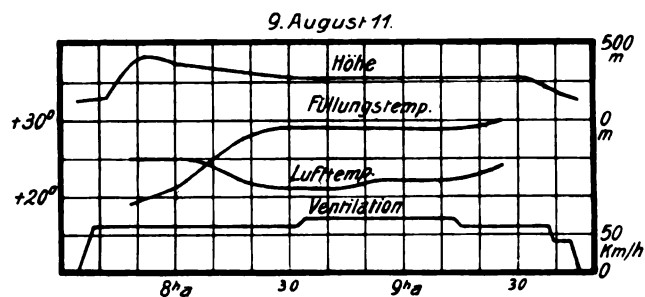


Fig. 1.

Die Füllungstemperatur strebt ohne merkliche Unterbrechung unter dem Einfluß der intensiven Sonnenstrahlung, die bei sehr klarer Luft an diesem Tage gegeben war, einem bestimmten Temperaturüberschuß über die Lufttemperatur zu, der um 8 h 30 mit 8° erreicht ist, und zwar bei einer Ventilation von 60 km/h; um 8 h 32 wird diese

lung von 7°, und zwar bei einer Ventilation von 60 km/h, sodann 21 min nach ihrer Erhöhung auf 70 km/h ab 9 h 07 einen Rückgang dieses Temperaturüberschusses auf 5°, der bis 10 h 10 anhält (die Fahrt konnte wegen ihrer verhältnismäßigen Länge nicht vollständig gezeichnet werden). Bei der Zwischenlandung von 10 h 16 bis 11 h 09, bei welcher das Luftschiff bei nahezu vollkommener Windstille im prallen Sonnenschein vor Anker liegt, erhöht sich der Temperaturüberschuß der Füllung nur auf 9°, ein einwandfreier Beweis dafür, daß der gegen einen Freiballon etwa dreimal kleinere Temperaturüberschuß des Z-schiffs nicht so sehr durch dessen Ventilation, sondern hauptsächlich durch den so gut ausgebildeten Strahlungsschutz seiner Gaszellen (Außenhülle) erreicht wird. 23 min nach Wiederbeginn der Fahrt geht der Temperaturüberschuß, außer durch die nunmehr wieder vorhandene Ventilation auch durch einen neuerlichen Wolkenschatten und erhöhte Trübung der Luft beeinflusst, auf 6 bis 7° zurück, um diesem Betrag bei zwischen 60 und 70 km/h schwankender Ventilation bis zum Ende der Fahrt beizubehalten.

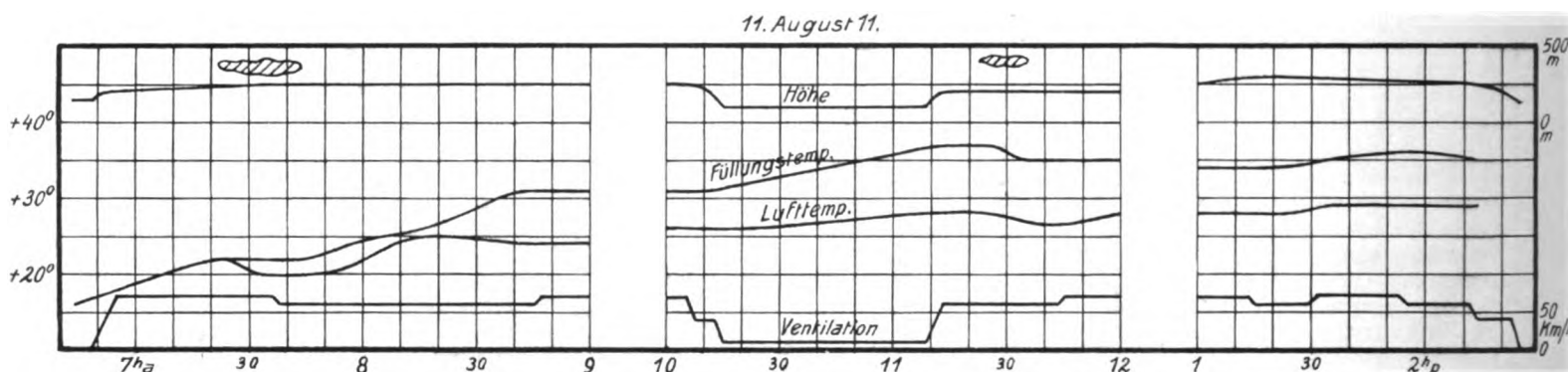


Fig. 2.

auf 70 km/h erhöht und von 8 h 54 an, also 22 Min. später, finden wir nur mehr einen Temperaturüberschuß der Füllung von 7°; die weiteren Messungen mußten leider frühzeitig abgebrochen werden, so daß die Wiedererhöhung des Temperaturüberschusses infolge herabgesetzter Ventilation (9 h 13) nicht mehr beobachtet werden konnte.

Der maximale Überschuß der Füllungstemperatur betrug also an diesem wolkenlosen Hochsommertage nur 8°; dies ist eine ziffernmäßige Erklärung für die Steigkraft und Fahrsicherheit, die dieses Z-schiff im Tropensommer 1911 gezeigt hat.

Der Verlauf der Lufttemperatur erscheint bei dieser, wie auch zum Teil bei den anderen hier besprochenen Fahrten, ungewöhnlich; er findet jedoch eine ungezwungene Erklärung in den Ortsveränderungen und dem damit verbundenen Eintritt des Luftschiffs in Luftmassen völlig verschiedener Herkunft während ein und derselben Fahrt, im Gegensatz zum Freiballon, der bei Fahrten mit so geringer Höhe stets mehr oder weniger in einer gleichen Luftmasse verbleibt.

Die zweite Fahrt am 11. August (Fig. 2) bringt, nachdem in ihrem Anfang dem Anstieg der Füllungstemperatur von 7 h 20 bis 7 h 45 durch Wolkenschatten zunächst ein Hemmnis entgegentritt, ab 8 h 43 bei etwas weniger klarer Luft einen Temperaturüberschuß der Fül-

Bei der dritten Fahrt am 12. August (Fig. 3) wurde wieder gleich zu Beginn dynamisch um 250 m aufgestiegen, wodurch aber wieder das Ansteigen der Füllungstemperatur keine Unterbrechung erlitt, wohl aber durch eine vorübergehende Beschattung des Luftschiffs durch einen Cumulus (8 h 28 bis 8 h 40). Um 9 h 05, also 20 min nach Beginn der Ventilation von 60 km/h, finden wir einen Überschuß

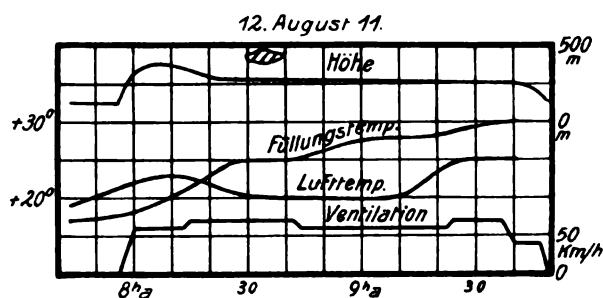


Fig. 3.

der Füllungstemperatur von 8°; danach wurde es dunstig und die Fahrt auch alsbald beendet.

Die vierte Fahrt am 13. August (Fig. 4) bestätigt qualitativ die bisherigen Ergebnisse. Nach ihrer Beendigung um 10 h 30 lag das Luftschiff bei einer Windgeschwindigkeit von ca. 20 km/h im prallen Sonnenschein im Freien vor Anker. Die Mittagssonne erzeugte (von 12 h 30 an) eine maximale Gastemperatur von 41°, doch betrug der Überschuß über die Lufttemperatur auch hier

¹⁾ Vergl. hierzu die in der Deutschen Zeitschr. f. Luftschiffahrt 1911 Nr. 18 S. 15—16 von R. Emden angestellten Berechnungen der Wärmemenge, die einem Ballon in 1 sec zugestrahlt wird.

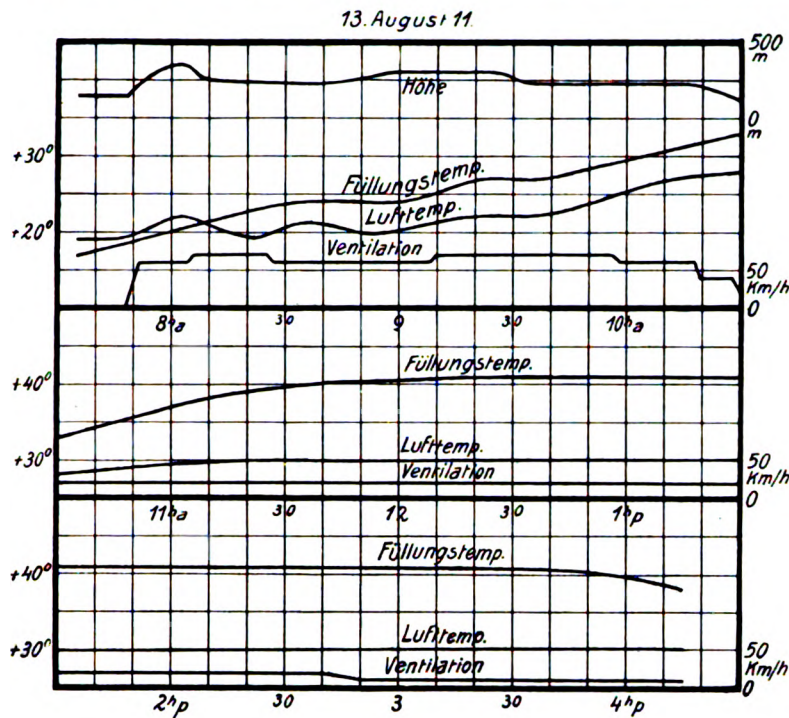


Fig. 4.

nur 11° , so daß es sich wiederum zeigt, welcher kleiner Einfluß auf die Füllungstemperatur bei einem Z-schiff der Ventilation beizumessen ist. Um 4 h 15 p, als die Sonnenstrahlung bei noch unverminderter Lufttemperatur bereits abgenommen hatte, war auch der Temperaturüberschuß der Füllung auf 8° herabgesunken.

Zusammenfassung der Ergebnisse.

1. Die am Z-schiff Schwaben vorgenommenen Messungen der Füllungstemperaturen haben qualitativ völlig gleiche Ergebnisse wie unsere am Freiballon angestellten Untersuchungen geliefert: unter dem Einfluß intensiver Sonnenstrahlung erwärmen sich die Außenhülle und die Gaszellen, und von ihnen aus überträgt sich (unter Erzeugung lebhafter Konvektionsströme)¹⁾ Wärme auf das eingeschlossene Gas, dessen Temperatur in einer bestimmten Zeit einen bestimmten Überschuß über die jeweils gegebene Lufttemperatur erreicht. Die jeweilige Temperatur der Hüllen spielt hierbei eine so ausschlaggebende Rolle, daß ihr gegenüber in der Praxis der Luftschiffahrt der Einfluß von Druckänderungen vollständig, derjenige von Ventilationsänderungen, insoweit diese mit dem Gang einer verschiedenen Anzahl der Motoren zusammenhängen, nahezu vernachlässigt werden kann.

2. Der maximale Überschuß der Füllungstemperatur über die Lufttemperatur, der am Luftschiff Schwaben festgestellt werden konnte, während es bei nahezu vollständiger Windstille und klarer Luft in der Sonne lag, beträgt 11° . Dieser Wert (der sich für absolute Windstille um 1 bis 2° erhöhen mag) ist eine Konstante dieses Luftschiffs für intensive Strahlung, die sich aus dessen Dimensionen, Hüllenmaterial usw. definieren läßt. Zu dieser Konstanten tritt für jede Ventilation ein bestimmter, noch näher zu untersuchender Koeffizient, durch welchen, unabhängig von der Lufttemperatur, der jeweilige Überschuß der Füllungstemperatur für jede Ventilation gegeben ist.

¹⁾ Vergl. diese Zeitschrift 1911, S. 218.

Unsere Feststellungen ergeben verschiedene Gesichtspunkte für den Bau, die Führung und den wirtschaftlichen Betrieb von Luftschiffen. Hiervon soll später die Rede sein.

München, September 1911.

Versuche mit einem Vogelmodell und Beobachtungen an Möven und fliegenden Fischen.

Von Gustav Lilienthal (z. Z. Rio de Janeiro).

Das von mir unter Beihilfe des Herrn Kurzer angefertigte Modell besteht aus einem Rumpf, 1,80 m lang, 0,50 m breit und 0,30 m hoch. Die Flügel haben eine Länge von je 2 m, eine größte Tiefe von 0,80 m, eine untere Wölbung von 1:10 und spitzen sich lamellenförmig unter Beibehaltung der unteren Wölbung zu. Der größte Querschnitt liegt etwa bei $\frac{1}{3}$ der Breite von der Vorderkante und beträgt $\frac{1}{8}$ der Tiefe, so daß die Flügel an der Wurzel 10 cm dick sind. Nach der Spitze zu nimmt die Dicke allmählich ab bis zu $\frac{1}{16}$ an der letzten Querrippe. Die Flügel sind der Länge nach stark gewölbt, so daß dieselben, am Rumpf tangential zur Gradon befestigt, an der Spitze 10 cm tiefer liegen als die Unterfläche des Rumpfes. Eine Schnur, von Spitze zu Spitze gespannt, liegt 10 cm tiefer als die Unterfläche des Rumpfes. Die Bauart im einzelnen dürfte wenig interessieren, da die Ausführung eines Modells von anderen Gesichtspunkten geschieht als bei einem Flugzeug für wirkliche menschliche Flugverhältnisse. Die große Dicke der Flügel gestattet die Verwendung einer hohen mittleren Tragerippe von mehreren verleimten Fournieren. Die Vorderkante wurde durch einen Bambusstab gebildet mit Überkreuzung unter dem Rumpf, wie es aus den Abbildungen zu ersehen ist. Als Bespannung diente dünner Nessel mit Kollodiumanstrich. Die Flächen waren auf den beiden Seiten bespannt. Trotzdem über die Querrippen vor der Bespannung ein System von Fäden der Länge nach gespannt war, ließ es sich leider doch nicht vermeiden, daß sich die Spannung zwischen den 20 cm entfernt angebrachten Rippen ca. 1 cm senkte. Das Querprofil verminderte sich an diesen Stellen von $\frac{1}{8}$ der Breite auf $\frac{1}{11}$, so daß die Breite des Flügels zur Dicke durchschnittlich sich auf $\frac{1}{9}$ stellte. — Es war beabsichtigt, mit dem Modell zu untersuchen, einmal, welchen Einfluß die Abwärtsneigung der Flügel auf die Erhaltung des Gleichgewichts bei den Abweichungen des Windes hätte; außerdem sollte untersucht werden, ob bei der bedeutenden Dicke und

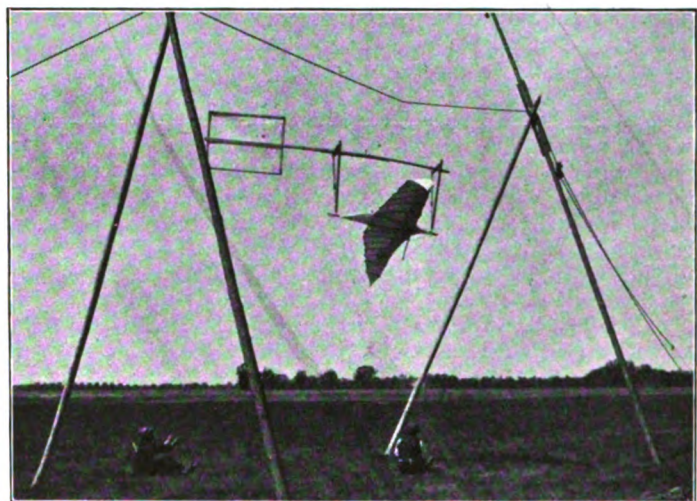


Fig. 1.

bei der großen Fläche, welche der Rumpf dem Winde darböte, ein Rückwärtsdruck durch den Wind entstehen würde.

Wir hatten zu diesem Zweck ein Seil in 6 m Höhe zwischen zwei Böcken gespannt und an den Enden der Rüstbäume

2½ m höher einen starken Draht so befestigt, daß man ihn herablassen konnte, um den Apparat daran aufzuhängen.

Das Modell wurde an einem rechteckigen, mit einem Vertikalsteuer versehenen Rahmen aus Latten so befestigt, daß es vorn am Rumpf und hinten mittels je zweier dünner Latten an dem Rahmen hing und an diesem hin und her pendeln konnte, ohne seine Winkelstellung gegen den Horizont zu ändern. Das Rahmenwerk mit dem Vertikalsteuer konnte durch nach unten geführte Drähte so eingestellt werden, daß der Rahmen gegen den Horizont eine mehr oder weniger geneigte Stellung einnahm. Um eine Beschädigung der Flügel zu verhüten, war an jedem Flügelende eine Schnur befestigt, durch welche ein Mann von unten ein Aufkippen der Flügel nötigenfalls verhindern konnte. Diese Schnüre erwiesen sich als völlig überflüssig, es konnten dieselben bei den Versuchen ganz freigegeben werden.

Mittels der beiden von dem Rahmen nach unten laufenden Drähte konnte man leicht diejenige Neigung des Apparates ermitteln, bei welcher der geringste Rückwärtsdruck eintrat. Um dem Apparat die nötige Bewegungsfreiheit zu lassen, hatten wir diese Drähte am unteren Ende zickzackartig gebogen.

Bei diesem unserem Versuch wehte ein Wind von ca. 6 m/Sec. mit gelegentlicher Auffrischung.

Um ein Anheben des Modelles zu verhindern, wurde es mit 5 kg Eisen belastet, das Eigengewicht betrug ebenfalls

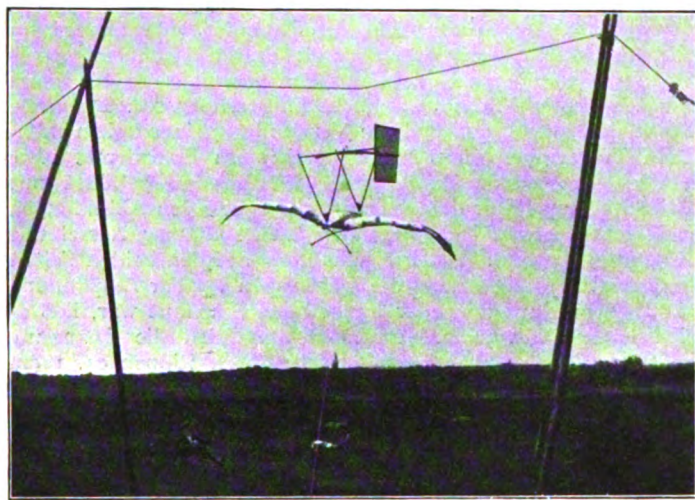


Fig. 2.

5 kg. Es wurde bei dem Versuch unter völliger Bewegungsfreiheit des Modells, also auch unter Freigabe der Drähte vom Rahmen, gefunden, daß sich dasselbe ca. 16° tiefer mit der Vorderkante im Vergleich zur Hinterkante stellte. Die Hängeleisten stellten sich hierbei 10° nach rückwärts. Ich muß noch bemerken, daß die Sehne der Flügelwölbung nicht parallel zur Achse des Rumpfes lag, sondern letztere um 4° nach hinten höher lag als die Sehne. Bei der Neigung der Flügelvorderkante repräsentierte der Rumpf also eine Neigung von 20° gegen den Wind. Die Rückenfläche des Rumpfes erzeugt hierbei einen Rückwärtsdruck, welcher die Hängeleisten 10° nach hinten drückt.

Wurde der Apparat zwangsweise horizontal gestellt, so zeigte sich ebenfalls ein Rückwärtsdruck, jedoch nicht so stark als vorher.

Bei einer Neigung von — 8° gegen den Horizont war kein Rückwärtsdruck vorhanden. Die Hängeleisten pendelten um die Senkrechte 1 bis 2°. Bei einer Auffrischung des Windes war sogar ein Vorwärtszug deutlich erkennbar.

Der Druck des Windes auf den Rumpf wurde hierbei völlig von dem Vorwärtszug der Flügel überwunden (Fig. 1).

Die seitlichen Abweichungen des Windes waren sehr deutlich an dem fortwährenden Drehen des Apparates zu erkennen. Trat eine Wendung sehr plötzlich ein, so hob sich wohl der dem Wind am meisten zugekehrte Flügel auch plötzlich etwas an, um sich aber sofort wieder horizontal zu stellen (Fig. 2).

Durch die Masse des oberen Rahmens mußte hierbei ein Überlaufen der Richtung eintreten, wodurch eine gewisse Pendelung unvermeidlich war. Um diese zu beseitigen, wurde

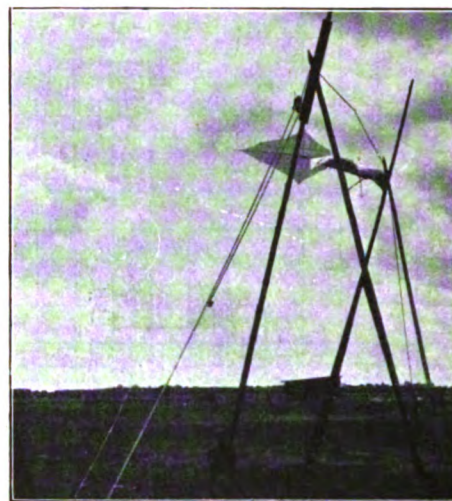


Fig. 3.

bei weiteren Versuchen der obere Rahmen ganz beseitigt und das Modell direkt an einen Draht im Schwerpunkt aufgehängt. Vor dem Versuch war durch Belastung im windgeschützten Raum eine Neigung von — 8° bei freier Aufhängung bewirkt worden.

Wie aus den Abbildungen (Fig. 3) ersichtlich, war ein Vertikalsteuer in der Verlängerung des Rumpfes angebracht worden. Es ergab sich dabei dasselbe Resultat wie bei dem früheren Versuch: ein Pendeln um die Senkrechte, trotzdem jetzt noch die Flächenreibung des Steuers hinzutrat. Der Wind hatte hierbei 8 bis 10 m/Sec., ohne daß das Modell dadurch aus der Gleichgewichtslage gebracht oder zurückgedrückt wurde (Fig. 4).

Um mich über den Einfluß des Rumpfes weiter zu unterrichten, nahm ich die Flügel von demselben ab und hing den Rumpf mit dem Vertikalsteuer für sich in den Wind; vorher hatte ich durch Belastung dieselbe Stellung erzielt, welche der Rumpf vorher eingenommen hatte. Jetzt wurde der Rumpf so weit zurückgedrückt, daß der Hängedraht 10° und mehr nach hinten ausschlug (Fig. 5).

Ich will noch bemerken, daß es leicht war, die Winkelstellung des Apparates gegen den Horizont mit ziemlicher Genauigkeit zu ermitteln. Die Höhe der Aufhängung über dem



Fig. 4

ganz ebenen Terrain maßen wir und wählten dann einen Abstand, bei dem wir die Vorder- und Hinterkante der Flügel in einer Linie visieren konnten.

Die Winkelstellung des Apparates ergab sich aus der Höhe des Aufhängepunktes minus der Augenhöhe und der Entfernung des Augenpunktes.

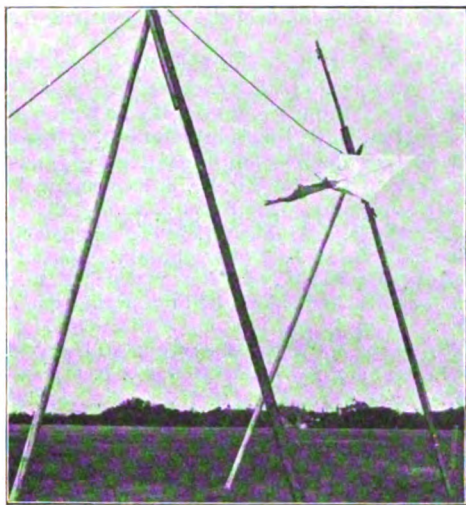


Fig. 5.

Die ruhige Haltung des Modells trotz des Windes ermöglichte diese Feststellung sehr leicht.

Im Anschluß an diese Versuche war es mir doppelt interessant, den Flug der Möven auf meiner Reise über den Ozean zu beobachten.

Es wird interessieren, zu erfahren, daß diese Vögel 3,3 Flügelschläge in der Sekunde machen, gleichgültig ob gegen oder mit dem Wind geflogen wird. Der Ausschlag ist aber gegen den Wind erheblich geringer als mit dem Wind und differiert zwischen 45 und 90°.

Bei einer Windstärke von 6 m/Sec. waren die Möven nicht imstande, unserem Dampfer, der mit 7 m/Sec. lief, zu folgen, wenn er den Kurs gerade gegen den Wind hatte. Waren sie beim Segeln 200 bis 300 m zurückgeblieben, so begannen sie durch Flügelschläge die verlorene Strecke wieder einzuholen, wobei sie mit etwa 12 m/Sec. vorwärts kamen. Waren sie mit dem Schiff ungefähr gleich, so begann der Segelflug von neuem, immer mit demselben Resultat.

Die Flügelspitzen biegen sich nur beim Niederschlag leicht aufwärts, beim Segeln liegt die Spitze genau in der Verlängerung der Längskrümmung, und zwar etwas tiefer als der weit nach unten durchhängende Rumpf.

Als wir in Madeira vor Anker lagen, regte sich kein Lüftchen, die zahlreichen Möven flogen nur mit schwerfälligen Ruderschlägen. Fliegt die Möve rudern im Wind, so ist ein Zurücklegen der Spitze des Flügels beim Aufschlag durchaus nicht zu erkennen. Bei Windstille dagegen ist dies bemerkbar. Die Aufnahme Mareys von der fliegenden Möve, sowie die Aufnahmen von fliegenden Papageien sind in geschlossenen Räumen, also bei völliger Windstille gemacht. Marey ließ die Möve in einem verdunkelten Schuppen auf eine freigelassene Lichtöffnung zufliegen. Der geängstigte Vogel wird hierbei einen forcierten Flug bei Windstille gemacht haben und mußte hierbei zur Vermeidung des schädlichen Rückwärtsdrucks die Flügelspitze beim Aufschlag stark zurücklegen. Gewährt der Wind dem Vogel einen genügenden Vorwärtzug, so ist dies Manöver überflüssig. Die Vögel schwingen voll ausgespreizt auf und nieder und drehen sich nur

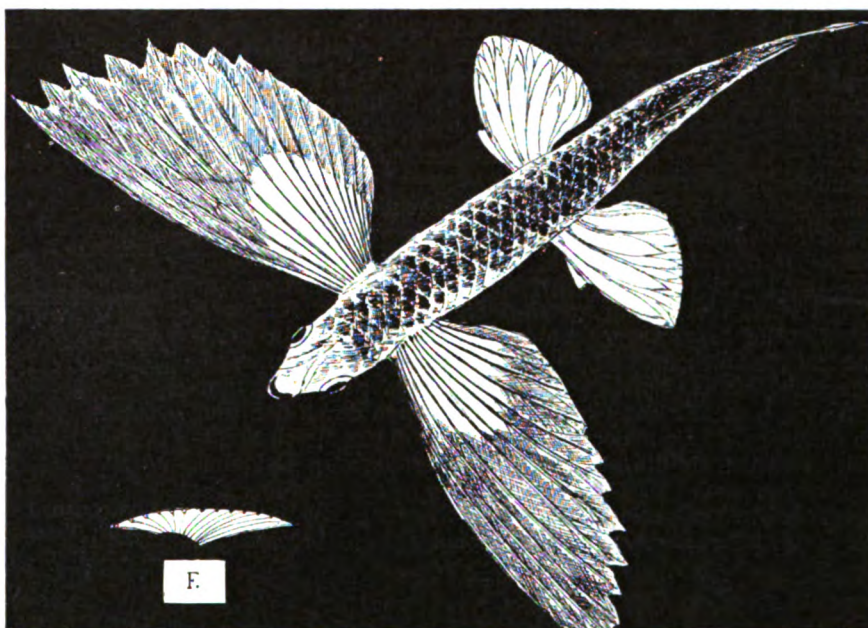
entsprechend ihrer Längsachse. — Auf einem hohen Aufbau unseres Dampfers stehend, war ich oftmals genau in der Höhe der begleitenden Möven, ich konnte genau die Drehung der Flügel beim Auf- und Niederschlag beobachten. Beim Aufschlag blitzte die helle Unterseite hervor, beim Niederschlag wurde die dunklere Oberseite sichtbar.

Als wir uns den Capverdischen Inseln näherten, erschien eine andere ganz dunkle Mövenart, etwas größer als die vorigen. Sie sind sehr zahm, so daß man sie gelegentlich greifen kann. Die Schiffer benennen sie deswegen Döskop. Der jetzt herrschende stramme Ostwind traf uns bei fast südlichem Kurs von der Seite. In einer taghellen Mondnacht begleiteten uns mehrere dieser schönen Vögel in einem wahrhaft zauberischen Segelflug. Den Kopf stets gegen den Wind gerichtet, zogen sie dicht über unserem Schiff hinweg, bald vor demselben, bald nachfolgend. Oft standen sie kaum 5 m über dem Sonnen-deck unseres Schiffes auf einem Punkt, dennoch mit dem Schiff vorwärtsgehend, stundenlang ohne den geringsten Flügelschlag.

Es hilft nichts, die Zweifler müssen sich mit der Tatsache des mühelosen Segelfluges abfinden. Dies zerstört alle Theorien des notwendigen Kreisens, der Benutzung aufsteigender Luftwirbel, der Pulsation des Windes.

Wieder ist es mir sehr klar geworden, daß für Studien-zwecke Beobachtungen und Messungen unbedingt an einer flachen Seeküste gemacht werden müssen, wo der Wind mit großer Gleichmäßigkeit und in gehöriger Stärke die Apparate treffen kann.

Gute Aufnahmen segelnder Möven sende ich später. Heute füge ich die Abbildung eines fliegenden Fisches bei, nach



Oberansicht. F Seitenansicht der Flosse.



Vorderansicht.



Seitenansicht.

Fig. 6 bis 8. Fliegender Fisch.

einem gefangenen Exemplar in Naturgröße gezeichnet. Der Fisch war auf dem Deck, etwa 3 m über dem Wasser, liegen geblieben, weil er gegen einen Aufbau gesegelt war und sich blutig gestoßen hatte.

Sein Gewicht betrug 158 g. Die Fläche der vorderen Flossen ist 0,014 qm, die der beiden Hinterflossen 0,003 qm. Die ausgebreiteten Flossen zeigen ein ausgeprägt gewölbtes Profil. Die Längsrippen treten hauptsächlich unten hervor.

Benutzt man zur Berechnung des Luftwiderstandes den zuständigen Koeffizienten aus Taf. VII in »Der Vogelflug Lilienthal« — 0,53 für horizontal gelagerte, gewölbte Flächen im Wind, so ergibt die Rechnung, daß bei einer relativen Geschwindigkeit zur Luft von 12 Sek./m der Fisch einen Auftrieb von 170 g erhält, also 12 g mehr als sein Gewicht beträgt. Bei stärkerem Wind wird die Hebewirkung sich vergrößern.

Bei Flügen mit dem Wind oder bei Windstille erheben sich die Fische nur ganz kurze Strecken und niedrig 2 bis 3 Sek. lang. Bei starkem Wind dagegen habe ich dieselben mit der Stoppuhr 10 bis 13 Sek. lang fliegend beobachtet. Gewöhnlich taucht der Fisch in die Spitze einer Welle ein und schnellst sofort durch einen Schlag seiner Schwanzflosse wieder in die Höhe, dabei in der Regel die Richtung wechselnd. Dies setzt er drei- bis viermal fort. Der Fisch überholt hierbei den Dampfer beträchtlich, wenn sein Flug mit dem Kurs des Schiffes gleich läuft. Eine Steuerung ist ihm auch in der Luft möglich, wie ich ganz deutlich bei einer Gelegenheit beobachten konnte. An der Railing stehend, sah ich einen Fisch aus der Schaumwelle, welche das Schiff am Bug aufwirft, hervortauchen und gerade auf die Schiffswand zufliegen. Ich glaubte, er würde gegen das Schiff stoßen oder in einem der Kajütenfenster verschwinden, als er den Leib plötzlich halbkreisförmig krümmte und in schönem Bogen nach der Seite abstrich.

Die Fische schnellen sich durch die Schwanzflosse mit großer Geschwindigkeit aus dem Wasser. Der Schwanz ist dazu vorzüglich geeignet, weil der untere Teil der Flosse noch Vortrieb schaffen kann, während der Rumpf sich schon außerhalb des Wassers befindet und kein hemmendes Wasser Widerstand mehr verursacht. Aus dem Wasser heraus wird durch schwingende Flügelschläge das anhängende Wasser abgespritzt, was man deutlich an den fliegenden Tropfen erkennen kann. Darauf werden die Flügel ausgebreitet und es beginnt ein Gleitflug, der solange währt bis durch den Stirnwiderstand des Körpers die Vorwärtsgeschwindigkeit so weit aufgezehrt ist, daß die Tragwirkung unter Gewicht sinkt und nach erneutem Eintauchen in eine Welle im neuen Impuls durch die Schwanzflosse das Spiel der Kräfte sich wiederholt. Bekanntlich suchen diese Fische sich ihren Verfolgern durch den Flug zu entziehen, da sie in der Luft eine weit größere Geschwindigkeit erreichen als die im Wasser sie verfolgenden Delphine. Ich konnte auch dies gelegentlich sehr gut beobachten. Der fliegende Fisch mit seinem Motor, der Schwanzflosse, ist somit der eigentliche Repräsentant der modernen Drachenflieger.

Flugschau.

Am 29. XI. stellte der Flieger Salnet mit 2743 m einen neuen englischen Höhenrekord auf. (Weltrekord: 3900 m, Garros auf Blériot.)

Prévost (Deperdussin) erreichte am Sonnabend den 2. XII. mit einem Passagier an Bord die Höhe von 3000 m und schuf damit einen neuen Höhenweltrekord für Passagierflüge. Der Aufstieg erfolgte in 55 Min., während der Abstieg im Gleitfluge nur 12 Min. dauerte. Die Flieger wurden nur durch die große Kälte davon abgehalten, noch höher zu steigen. Bisheriger Inhaber des Höhenweltrekords war Mahieu (22. IX. 2460 m).

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. B. 57 861. Flügelfläche für Wendeflügelräder nach Patent 196 255; Zus. z. Pat. 196 255. Dr. Erich von Bernd, Wien; Vertr.: Ernst Ruhmer, Berlin, Friedrichstr. 248. A 11. 3. 10., E 16. 2. 12.

77 h. E. 14 880. Vorrichtung zum Verwinden der Tragflächen von Drachenfliegern; Zus. z. Pat. 228 604. Robert Esnault-

Pelterie, Billancourt (Seine), Frankr.; Vertr.: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 10. 7. 09., E 16. 2. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 16. 7. 08 anerkannt.

77 h. M. 40 416. Flugzeug mit sich kreuzenden Tragflächen. Hans Mathy, Wahren b. Leipzig, Bahnhofstr. 4. A 14. 2. 10., E 16. 2. 12.

77 h. St. 16 157. Fallschirm. Karl Sturm, Straßburg i. E., Judengasse 6. A 29. 3. 11., E 16. 2. 12.

77 h. H. 50 570. Propeller. Albert Heinz, Neretein, Mähren; Vertr.: K. Zeisig, Pat.-Anw., Südende b. Berlin. A 7. 5. 10., E 20. 2. 12.

77 h. M. 39 875. Flugzeug mit Schlagflügeln. Jules Matterné, Diest, Belg.; Vertr.: Dr. A. Levy u. Dr. F. Heinemann, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 13. 12. 09., E 20. 2. 12.

77 h. R. 29 640. Abflugvorrichtung für Drachenflugzeuge. Frédéric Charles Rossel, Doubs, Frankr.; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 15. 11. 09., E 20. 2. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 12. 2. 09 anerkannt.

77 h. M. 39 507. Drachenflieger mit Hubschraube. Gustav Mees, Charlottenburg, Leibnizstraße 97. A 6. 11. 09., E 23. 2. 12.

77 h. B. 57 704. Propeller. C. Büttow, Nürnberg, Wöhrder Hauptstr. 34. A 2. 3. 10., E 27. 2. 12.

77 h. B. 56 064. Steuerung für Flugzeuge. Pius Beidl, Wien; Vertr.: H. Licht u. E. Liebing, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 21. 10. 09., E 1. 3. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Österreich vom 31. 10. 08 anerkannt.

77 h. Sch. 33 652. Flugzeug mit einem durch ein endloses Seil o. dgl. bewegten Ausgleichgewicht. Joseph Schreiner, Düsseldorf (21), u. Jakob Wahlen, Viersen. A 7. 9. 09., E 1. 3. 12.

77 h. Z. 6526. Trag-, Steuer- und Flügelfläche für Flugzeuge. Paul Zeuss, Paris; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 25. 11. 09., E 1. 3. 12.

77 h. D. 20 467. Flugdrache mit an den Tragflächen mittels zweier zueinander senkrechter Drehachsen aufgehängter Gondel. Friedrich Wilhelm Dufwa, Mexiko; Vertr.: A. Rohrbach, Pat.-Anw., Erfurt. A 28. 8. 08., E 4. 2. 12.

77 h. E. 14 413. Spitz zulaufende und mit einer Öffnung versehene Tragfläche für Flugzeuge. Arthur Henry Edwards, London; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 19. 2. 09., E 4. 2. 12.

Priorität aus der Anmeldung in England vom 28. 2. 08 anerkannt.

46 c. S. 33 655. Selbsttätiges Einlaßventil für Explosionskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern. Société des Moteurs Gnome, Paris; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner u. E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 20. 4. 11., E 4. 2. 12.

46 a. E. 15 971. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Eason Engine Company, West Chester, V. St. A.; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 30. 6. 10., E 16. 1. 12.

46 b. D. 23 956. Steuerung für Explosionskraftmaschinen mit kreisenden Zylindern. Francesco Darbesio feu Emilio, Turin; Vertr.: A. Loll, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 27. 9. 10., E 27. 1. 12.

Ausstellungen.

Nachdem die vom Verein Deutscher Flugtechniker für den Dezember d. J. geplante Deutsche Flugausstellung nicht zustande kommt, soll eine große Internationale Ausstellung vom 3. bis 14. April 1912 in Berlin in den Ausstellungshallen am Zoologischen Garten stattfinden.

Die Ausstellung wird gemeinsam von dem Verein Deutscher Motorfahrzeug-Industrieller, dem Kaiserlichen Aero-Klub und dem Kaiserlichen Automobil-Klub veranstaltet. Diese Ausstellung wird folgende Gebiete umfassen:

1. Flugzeuge,
2. Luftschiffe,
3. Motoren und Propeller,
4. Materialien (roh und bearbeitet), Bestand- und Zubehöerteile,
5. Modelle,
6. Instrumente für Navigation, Signalwesen, Karten, Photographie usw.,
7. Bekleidung und Ausrüstung,
8. Historische Abteilung,
9. Werkzeugmaschinen und Werkzeuge.

Das Bureau der Ausstellung befindet sich in Berlin W. 35, Potsdamerstraße 121 h.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER

ING. ANSBERT VORREITER

BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRANDTL

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL

DR. N. JOUKOWSKY

DR.-ING. H. REISSNER

DR.-ING. F. BENDEMANN

PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

PROF. AN DER UNIVERSITÄT IL. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. R. EMDEN

DR. FRITZ HUTH

R. KNOLLER

DR. C. RUNGE

PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANEIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

30. Dezember 1911.

Heft 24.

Otto Lilienthals Buch* ist keineswegs veraltet.

Es steht vielmehr noch heute als wertvollstes Werk an der Geburtsstunde der modernen Flugkunst,

es begleitet diese ein gut Stück des Weges und trennt sich erst am Ende der Entwicklung von ihr, um auf ein Ziel zu weisen, dessen Erreichung wir heute allerdings kaum zu erhoffen wagen. Das ist die Kunst des motorlosen Gleitfluges, des persönlichen Kunstfluges, des wahrhaft großen, beseligenden Vogelfluges. . . . Otto Lilienthal gibt in seinem berühmten, uns allen wohlbekannten Werk, das längst vergriffen war, jene klaren, grundlegenden Untersuchungen über den Vogelflug. . . .

Was Lilienthal über die Kraftleistungen beim Fliegen, über den Luftwiderstand, die Flügelformen sagt, ist auch heute noch nicht veraltet, und nur, wenn er auf den Segelflug ohne Motor als die einzig würdige und erstrebenswerte Flugkunst für den Menschen hinweist, werden wir Zweifler, wie auch in ihm schon der Zweifel leise aufgestiegen war. Dennoch darf dieses Werk bei niemandem fehlen, der irgendwie der Flugkunst mehr als ein blosses Interesse für die neuesten Rekorde entgegenbringt.

„Deutsche Zeitschrift für Luftschiffahrt“ Nr. 24 vom 30. November 1910.

* „Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst.“ Ein Beitrag zur Systematik der Flugtechnik. Auf Grund zahlreicher von O. und G. Lilienthal ausgeführter Versuche bearbeitet von Otto Lilienthal, Ingenieur und Maschinenfabrikant in Berlin. Zweite, vermehrte Auflage. Mit einer biographischen Einleitung und einem Nachtrag von Gustav Lilienthal, Baumeister und Dozent an der Humboldt-Akademie. 218 Seiten 8°. Mit 93 Textfiguren, 8 lithographischen Tafeln und 1 Porträt.

In Leinwand gebunden Preis M. 9.—. Verlag von R. Oldenbourg in München und Berlin.

Aero-Signal- u. Apparatebau-Gesellschaft m. b. H.

„ASUA“ · AACHEN

Geschäftsstelle: BERLIN W. 62, Kleiststr. 42

Fern-
Flüge
: 1911 :



Ziel- u.
Signal-
ballone



Fern-
Flüge
: 1911 :



Luftstraßen-
bezeichnung

.....
System von
Frankenberg - Saul

Gummiwarenfabrik S. Saul, Aachen

— Gegründet 1866 —

Leichtes Gewicht

Aeroplanstoffe

Größte Zerreißfestigkeit

(48)

besitzt
WELT-sämtliche
REKORDE

Patent-Luftschraube „Integrale“ D. R. P.

Siegerin

Paris-Madrid . . . Vedrines auf Morane-Apparat
Sachsen-Rundflug . Laitsch auf Albatros-Apparat

Passagier-Weltrekord

Hirth auf Etrich-Rumpler-Apparat

L. CHAUVIÈRE, Ing., FRANKFURT a. M.

Günderodestraße No. 5

(54)

Vertrieb und Lager: „PILOT“ Flugtechnische Gesellschaft Johannisthal.

Haacke-Flugmotore

Luftgekühlt, sind durch ihre Güte u. durch die vielen Erfolge unerreicht

Type HH 1	4 Zyl. V-Form	20/24 PS	95×110 mm	Gewicht 60 kg
„ HH 1a	4 „ „	30/35 „	105×120 „	„ 64 „
„ HH 1b	4 „ „	mit Pumpe und Ventilator	105×120 „	„ 65 „
„ HH 2	3 „ Fächer-Form	32/36 PS	120×130 „	„ 75 „
„ HH 3	4 „ „	40/50 „	120×130 „	„ 85 „
„ HH 4	5 „ Stern-Form	55/60 „	120×130 „	„ 95 „
„ HH 5	6 „ „	55/60 „	105×130 „	„ 80 „

Propeller · Stahlchassis Man verlange Prospekte Sämtliches Aeromaterial

HERMANN HAACKE · Motoren-Fabrik

Johannisthal bei Berlin, Friedrichstr. 29. (87)

Auswertungsinstrumente für Pilotballon-Messungen

D. R. G. M. des Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H.

Instrumente zur direkten Auswertung von Pilotballon-Visierungen aus den Ablesungen des Theodolithen ohne Logarithmen, Tabellen etc. Große Einfachheit und Zeitersparnis. (107)

Zu beziehen durch: W. LUDOLPH, G. m. b. H., Bremerhaven.

Patente

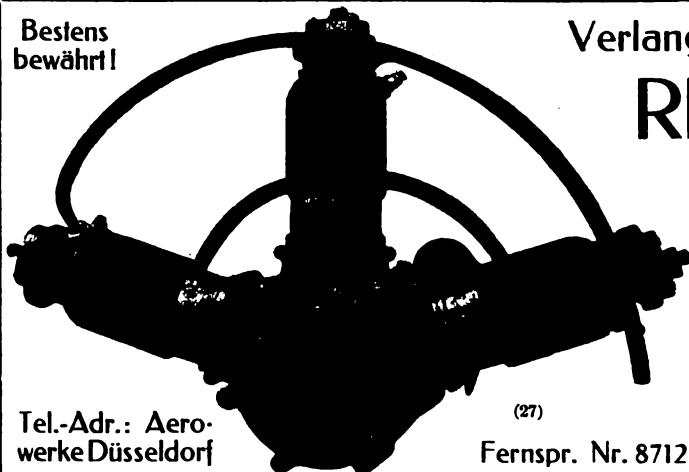
Gebrauchsmuster Warenzeichen.

Erwirkung im In- und Auslande.
Patentverwertung.

FRITZ KUNZE, Civil-Ingenieur, Berlin-Groß-Lichterfelde-Ost, Ferdinandstr. 12.

Im Kaiserlichen Patentamt Berlin tätig gewesen. — Auskunft kostenlos.

Bestens
bewährt!



Tel.-Adr.: Aero-
werke Düsseldorf

(27)

Fernspr. Nr. 8712

Verlangen Sie den neuen Katalog der

Rheinischen Aerowerke

G. m. b. H. Düsseldorf-Oberkassel 4

über luft- und wassergekühlte **Flugmotoren**
Propeller ≡ Kühler

Sämtliche Bedarfsartikel für die Luftfahrt

GEBRÜDER FRISCH K.G. AUGSBURG

EISEN- UND WELLBLECH-KONSTRUKTIONEN

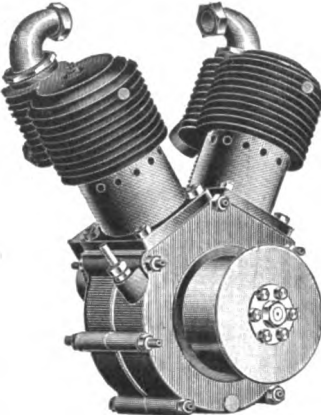
Krananlagen Verladebrücken Industriegeleise Hängebahnen Schleusentore

Zeise-Propeller für Luft-Fahrzeuge

Sicher, leicht, elastisch und von bester Wirkung mit einstellbarer Steigung. Nachweis der garantierten Leistung am Versuchsstand.

Vertreter für Brandenburg: FRANZ C. HOYER,
BERLIN W. 57, Frobenstraße 23.

Theodor Zeise, Spezialfabrik für Schraubenpropeller, Altona-Ottensen.



FLUGMOTOREN

2 Zyl. 120/120 mm 24 PS 70 kg
 3 Zyl. 120/120 mm 36 PS 85 kg
 4 Zyl. 120/130 mm 50 PS 95 kg
 7 Zyl. 120/150 mm 100 PS 140 kg

fertigt als Spezialität

KARL BECKER

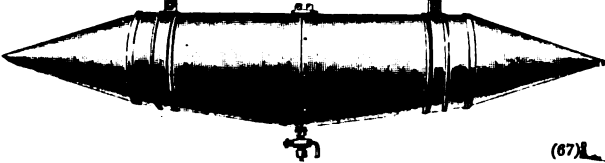

BERLIN W. 9.

Bambusrohr

OTTO SCHLICK

Berlin G., Prenzlauer Str. 20.

(61)

(67)

Franz Sauerbier,

BERLIN SO. 36, Forststr. 5/6.

Fabrik für Flugmaschinen-, Luftschiffs- u. Automobilkühler, Tanks, Spannschlösser, Spanndrähte ::

Kgr. Sachs.

Technikum Mittweida

Direktor: Professor Holst.
 Höhere technische Lehranstalt für Elektro- u. Maschinentechnik.
 Sonderabteilungen für Ingenieure, Techniker u. Werkmeister.
 Elektrot. u. Masch.-Laboratorien.
 Lehrfabrik-Werkstätten.
 Höchste bisherige Jahresfrequenz: 3610 Besucher. Programm etc. kostenlos.
 v. Sekretariat.



Allein-fabrikation: **EMIL BACH, Heilbronn a. N.**

Patentanwalt

Ing. H. Wolff, Bremen
 und Berlin-Charlottenburg
 19 Suarez-Straße 19

PATENT

(68)
 REICHAU & SCHILLING BERLIN
 Begründ. 1877 **BÜRO** Kronenstr. Nr. 6.

Propeller

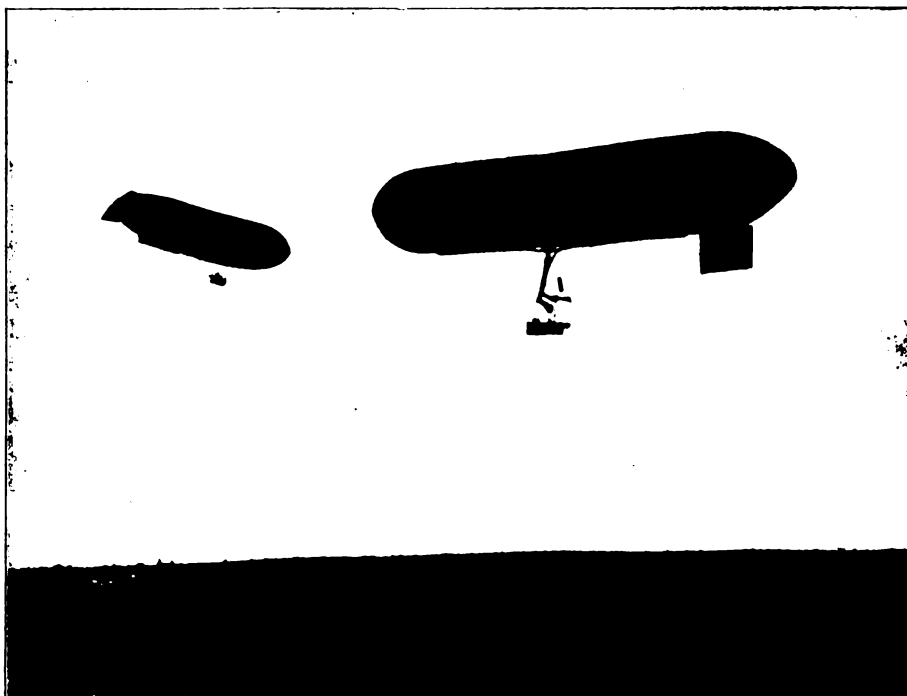
:: liefert zu billigen Preisen ::
E. Bienek Metz-Sablon Kapellenstr. 58
 Jeder Propeller wird auf Grund von Berechnungen konstruiert, die im Verhältnis zur Motorleistung den besten Wirkungsgrad ergeben
 (77)

ELKA

Bau von Flugzeugen eigener und fremder Konstruktion
 Lieferung einzelner Flügel, Fahrgestelle, Steuer etc. Sachgemäße u. gediegene Werkmannsarbeit
PROPELLER höchsten Wirkungsgrades
Elka-Werft
 Sakrow b. Potsdam
 Elektrischer Kraft- und Lichtbetrieb
 (85) Erste Referenzen!

August Riedinger, Ballonfabrik Augsburg G. m. b. H.

Lieferant von 16 Staaten



Kugel-Ballons

Drachen-Ballons

kriegsbewährte Konstruktion

Motor-Ballonhüllen

Komplette Gaserzeugungs- und Kompressions-Anlagen
 Ausrüstung kompletter Luftschiffer-Parks

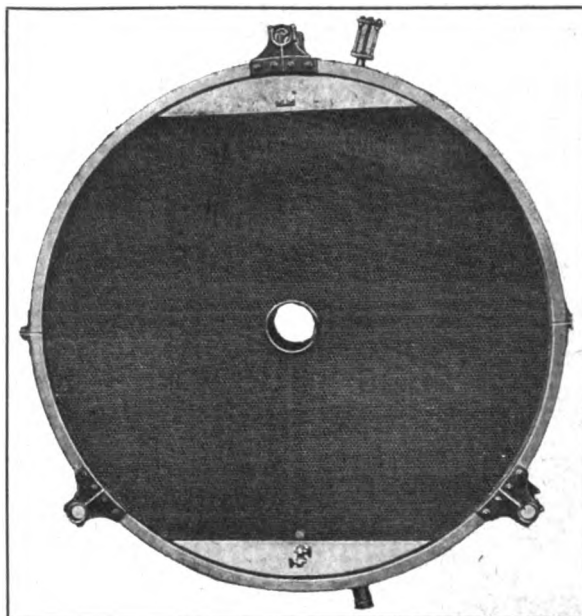
(86)

Motor-Kabelwinden

Kühler für Luftschiff-, Flugmaschinen-, Automobil- u. stationäre Motore

von höchstem Wirkungsgrad, elegantem Aussehen, absoluter Dichtigkeit, außerordentlicher Leichtigkeit, größter Haltbarkeit, nach eigenen Patenten hergestellt.

.....



— Lieferant —
der Kühler für die Parsevalluftschiffe, die Luftschiffe Siemens-Schuckert-Werke, für die Luftschiffe der englisch. Militär-Behörde u. a. m.

.....

Dr. OTTO ZIMMERMANN · Ludwigshafen a. Rh.
Spezial-Fabrik für Röhren-Apparate.

(86)

Filial-Fabrik: THE MOTOR RADIATOR MANUFACTURING CIE. :: CONVENTRY (England).

Aeroplan-Stoffe || Freiballon-Stoffe

Motorballon-Stoffe

Ballonhüllen aller Art

Komplette Ballons

liefern als Spezialität:

Vereinigte Gummiwaaren-Fabriken

Harburg-Wien || Harburg a. Elbe

Zwecks Finanzierung eines neuen Flugzeugbau-Unternehmens

sofort ein oder mehrere Kapitalisten mit Einlagen in beliebiger Höhe gesucht. Der auszuführende Apparat ist Gradeähnlich, jedoch stabiler. Er ist bereits zweimal ausgeführt und auch geflogen und gegenwärtig zum dritten Male im Bau. Herrlicher Flugplatz vorhanden. Große Garnison am Ort. Werte Offerten baldigst an „Phönix“, Flugtechnisches Büro, C. Walther Dogelsang, Chemnitz, erbeten.

(47)

Nach Zeichnungen u. Modellen

fabriziert in Präzisionsausführung aus Stahl, Eisen, Messing usw.
Apparate, Zubehörteile u. Gegenstände für Flugzeuge usw.

(81)

Fernspr. 766.

Erich Käppler, Zittau i. S.

Fernspr. 766.

Luftschiff-Ausstellung Moskau

[Ostern 1912]

Deutsche angesehene Firma in Moskau wünscht die

(105)

Vertretung ausstellender Firma zu übernehmen

(event. auch für Automobile). Feinste Referenzen, Mitglied der Russ. Luftschiff.-Ges. u. des Vereins Deutscher Flugtechniker. Offerten erb. unt. J. E. 12613 durch Rudolf Mosse, Berlin SW.

Putzwolle | Putzlappen

weiß u. bunt in welcher Ware

□ weiß und bunt □

bietet an

E. E. MEYER □ □ Chemnitz.

Abgabe auch in kleinen Quantitäten.

Zu kaufen gesucht:

Zeitschrift für Flugtechnik und

Motorluftschiffahrt I. Jahrg. kompl.

München.

(103)

R. Oldenbourg.

Von Sieg zu Sieg der Argus-Flugmotor

SCHWABENFLUG

Jeannin auf Aviatik
Vollmöller auf Rumpler-Taube
Hoffmann auf Harlan

Sieger und Gewinner des Königspreises
und Kriegsministeriumspreises

mit 100 PS Argus-Motor

BERLINER FLUGWOCHE

Pietschker siegt überlegen und ohne jegliche geringste Motorstörung in beiden Konkurrenzen, Flugzeugwettbewerb, Fliegerwettbewerb mit 100 PS Argus-Motor auf Albatros-Doppeldecker

Hoffmann mit 100 PS Argus-Motor auf Harlan, Dritter.

(52)

Argus-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Reinickendorf bei Berlin

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR <small>DR.-ING. F. BENDEMANN</small> DR. R. EMDEN <small>PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small> DR. S. FINSTERWALDER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small>	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.</small> DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR. N. JOUKOWSKY <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU</small> R. KNOLLER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN</small> DR.-ING. A. VON PARSEVAL <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR.-ING. H. REISSNER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN</small> DR. C. RUNGE <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small> A. WAGENER <small>PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANKIG</small>
--	--	--	---

UND ANDERER HERRVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang II.

30. Dezember 1911.

Heft 24.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI. 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Zugkraftdiagramme von Flugzeugen. Von Georg König, Berlin. S. 301.
Bewertung von Flugergebnissen. Von Ing. Friedrich Rau. S. 304.
Die Flugzeuge vom Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. S. 307.

Hochseelenavigation im Luftschiff. Von H. Boykow, k. u. k. Freg.-Leut. a. D. S. 311.
Flugschau. S. 312. — Wissenschaftliche Nachrichten. S. 312.
Patentschau. S. 312.
Ausstellungen. S. 312.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Zugkraftdiagramme von Flugzeugen.

Von Georg König, Berlin.

Beim Erproben von Flugzeugen pflegt man genügender Zugkraft und sekundlichem Vortrieb des Propellers die höchste Bedeutung beizulegen; die Bemessung und Bewertung dieser beiden Größen soll in vorliegender Arbeit prinzipiell erledigt werden.

Ähnliche Aufgaben sind schon früher diskutiert worden (Ch. Renard, Jarolimek, Painlevé u. a. m.), allerdings unter Annahme besonders einfacher Widerstandsgesetze, die formelmäßige Behandlung zuließen. Legt man jedoch den Betrachtungen die Messungen ganzer Versuchsreihen zugrunde, so empfiehlt sich eine andere, von der Gesetzmäßigkeit der Resultate unabhängige Methode, nämlich der vorzugsweise graphische Weg, und zwar erscheint es vorteilhaft, unter Außerachtlassung des Flächenneigungswinkels lediglich die gegenseitige Abhängigkeit von Zugkraft und Flugzeuggeschwindigkeit und deren Folgeerscheinungen zu untersuchen. Die Anschaulichkeit der gewählten Behandlungsart ermöglicht insbesondere dem ausübenden Aviatiker erfolgreiche Verwertung.

1. Beim Start eines Flugzeuges nimmt dasselbe allmählich steigend alle Geschwindigkeitswerte von Null bis zur Endgeschwindigkeit v an, in jeder Phase des Startes wird einerseits das Flugzeug eine gewisse Zugkraft Z_e benötigen und andererseits der Propeller nur eine bestimmte Zugkraft Z_p hergeben können; die jeweilige Differenz dient zur Beschleunigung bzw. Verzögerung des Flugzeuges.

Man hat also streng zu unterscheiden zwischen erforderlicher und vorhandener Zugkraft, die Bilanzierung beider, kurz Kräftebilanz, soll nunmehr vollständig durchgeführt und auf alle vorkommenden Fälle angewandt werden. Es wird sich zeigen, daß dieses Verfahren über eine Fülle Einzelfragen sehr anschaulich Aufschluß geben wird, so daß für

deren weitere Erledigung die rechten Ziele erkannt werden können.

2. Die erforderliche Zugkraft setzt sich allgemein aus zwei Einzelwerten zusammen: dem Schwebewiderstand und dem Luftwiderstand. Über beide sind schon umfangreiche theoretische Versuche ausgeführt worden und ihrer Nutzenanwendung bedarf nur der richtigen Fragestellung; denn während beim theoretischen Versuch alle in Frage kommenden Größen und Werte festgestellt werden, verlangt die Anwendung in der Praxis das Herausheben wichtiger Beziehungen, so ist der Schwebewiderstand als Funktion der Geschwindigkeit bei konstantem Auftrieb (gleich Flugzeuggewicht) darzustellen, er wäre v^{-2} proportional, wenn es sich um durchaus ebene Tragflächen handelte; da dies nicht der Fall ist, muß auf irgendwelche Messungen, z. B. die der Göttinger Versuchsanstalt zurückgegriffen werden. Dort ist für jeden Flächenneigungswinkel α der Auftrieb

$$A = \zeta_A \cdot F \cdot v^2 \cdot \frac{\gamma}{g}$$

und der Schwebewiderstand

$$W_s = \zeta_W \cdot F \cdot v^2 \cdot \frac{\gamma}{g},$$

wobei ζ_A und ζ_W Koeffizienten sind, die in Abhängigkeit von der Dimension der Tragfläche und ihrer Wölbung aus Kurven entnommen werden können. Auf diese Weise findet man bei konstantem A

$$v = \sqrt{\frac{A}{\zeta_A F \frac{\gamma}{g}}}$$

und

$$W_s = A \cdot \frac{\zeta_W}{\zeta_A};$$

trägt man die zusammengehörigen Werte von v und W_s als Abszisse und Ordinate auf, so ergibt sich die Kurve I von Fig. 1; dieselbe fängt plötzlich bei einer bestimmten Geschwin-

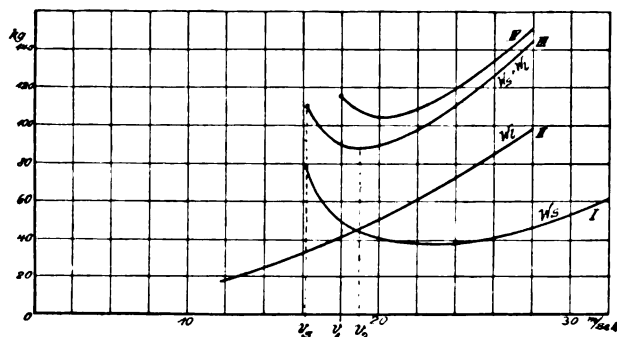


Fig. 1.

digkeit v_s an, nimmt vorerst ab, durchläuft ein Minimum und nimmt dann wieder zu, um schließlich in den Wert

$$\zeta_{W_0} \cdot F \cdot v^2 \cdot \frac{\gamma}{g},$$

also in die Parabelform überzugehen, da mit zunehmender Geschwindigkeit der Koeffizient ζ_W sich einem konstanten Wert ζ_{W_0} zu nähern scheint. Der jeweils erforderliche Flächenwinkel α wird durch Betätigung des Höhensteuers eingestellt und ist für diese Betrachtung bedeutungslos.

Der Luftwiderstand W_l ist im allgemeinen v^2 proportional und durch die Konstruktionsdetails bedingt; in der Oberflächenreibung hat er einen Bestandteil, der mit geringerer Potenz als v^2 zuzunehmen scheint, aber bei dem geringen Unterschiede kann vorläufig gesetzt werden

$$W_l = f \cdot v^2 \cdot \frac{\gamma}{g},$$

wobei f eine der Summe der Einzelwiderstandsflächen äquivalente Fläche ist. Die Funktion W_l ist also rein quadratisch und wird dargestellt in Fig. 1 durch Kurve II; dieselbe beginnt im Nullpunkt und nimmt mit wachsender Geschwindigkeit zuerst langsam, dann ungemein rasch zu. Die erforderliche Zugkraft ist die Summe beider, also

$$Z_0 = W_s + W_l$$

und durch Kurve III wiedergegeben. Diese Kurve gibt also die für jede Geschwindigkeit v zum horizontalen Schweben erforderliche Zugkraft Z_0 an und zeigt folgende charakteristische Stellen:

- bei v_s diejenige Zugkraft, die zum Abheben beim Start höchstens erforderlich sein kann, bei kleinerer Geschwindigkeit ist trotz größerer vorhandener Zugkraft ein Abheben ausgeschlossen, da dies nicht mehr im Bereich der Tragfähigkeit der Flächen liegt. Die größere Zugkraft äußert sich nur in einer Verringerung des Startweges;
- bei v_2 ist das Zugkraftminimum vorhanden, dasselbe hat vorläufig keine erhebliche Bedeutung im Gegensatz zu der
- bei v_1 besteht die Zugkraft, deren Produkt mit v_1 das Leistungsminimum ergibt.

Es gilt eigentlich als selbstverständlich, daß sich diese Kurven sofort ändern, sobald die Konstruktion des Flugzeuges nach irgendeiner Richtung hin Verbesserungen erfährt, sei es eine Verringerung des Luftwiderstandes durch Bespannung des Rumpfes oder durch Zuschärfung von Streben oder sei es eine Verringerung des Schwebewiderstandes durch geringes Gewicht, größere Tragfläche (?), geringere Wölbung. All diese Veränderungen, in Kurven aufgetragen, würden sich in der denkbar anschaulichsten Weise beurteilen lassen.

Die Fig. 1 ist als Beispiel mit folgenden Werten entworfen: Startbereit, Gewicht gleich 500 kg, Fläche gleich 30 qm, Wölbung 1 : 25, Seitenverhältnis 1 : 4, Luftwiderstand bei v gleich 20 m, gleich 50 kg. Kurve I zeigt Startmöglichkeit bei 16,3 m/sec. und Schwebewiderstand von höchstens 76 kg. Dieser sinkt schließlich bis auf 37,5 kg; Kurve III zeigt,

daß zum Start bei 16,3 m pro Sekunde mindestens 108 kg Zugkraft vorhanden sein müssen, andererseits, daß das Zugkraftminimum 88 kg (bei $v_2 = 19$ m/sec.) beträgt, und daß ferner das Leistungsminimum bei $v_1 = \text{ca. } 18$ m/sec. mit 90 kg Zugkraft liegt, also ca. 21,5 PS Nutzleistung beträgt. Sobald dieses vorhanden ist, würde die Maschine eben noch schweben können.

Würde das Flugzeug einen Passagier mitnehmen, also ein Mehrgewicht von 75 kg zu tragen haben, so ergibt dies einen Zugkraftbedarf nach Kurve IV, die analog III entstanden ist.

3. Die Zugkraft des Propellers nimmt bekanntlich mit zunehmender Maschinengeschwindigkeit tv ab, um schließlich gegen den Wert Null zu konvergieren, die Tourenzahl des Propellers nimmt dabei ständig zu, da ja das Drehmoment des Motors konstant bleibt, und die Angriffswinkel ständig kleiner werden. Die Kurve für die Propellerzugkraft wird also beispielsweise I in Fig. 2 sein können. Die Feststellung des genauen Verlaufs ist Sache des Versuchs und sollte eigentlich vom Fabrikanten ausgeführt und als Kurvenblatt mitgeliefert werden.

Ebenso wichtig wie die Zugkraft ist der sekundliche Vortrieb des Propellers, dargestellt durch eine Geschwindigkeit v_p als Produkt aus Steigung und sekundlicher Tourenzahl. Je größer dieser Wert, desto größer wird diejenige Maschinengeschwindigkeit sein, bei der die Zugkraft stark abzufallen beginnt.

Es ist nun interessant, sich alle jene Fälle zu vergegenwärtigen, die beim Ausproben eines Propellers vorkommen können und diese durch Kurven zu fixieren: Kurve I in Fig. 2

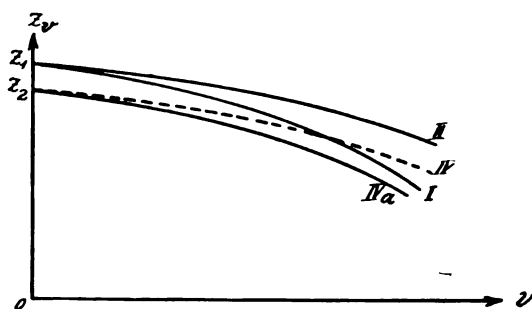


Fig. 2.

stellt einen Propeller dar, für irgendeine Zugkraft Z_1 und einen gewissen Vortrieb v_{p1} .

Würde dieser Propeller beispielsweise im Durchmesser verkleinert werden, so würde z_1 konstant bleiben, infolge der gesteigerten Tourenzahl aber v_{p1} wachsen, also Kurve II ergeben. Dieselbe Kurve konnte aber auch dadurch entstanden sein, daß der Propeller I durch einen anderen mit gleichem z_1 und v_{p1} aber anderem Profil ersetzt wurde, dieses Profil arbeitet insofern günstiger als das von I, als es die Zugkraft nicht so schnell geringer werden läßt. Ferner kann Kurve II auch einen Propeller darstellen, dasselbe z_1 und v_{p1} und Profil wie I, aber mit Übersetzung der Tourenzahl ins Langsame, dadurch werden die Verluste geringer und die Flügelflächen arbeiten, weil größer, auch rationeller.

Propeller I kann auch durch einen mit anderer Steigung ersetzt werden, die Zugkraft ändert sich dann dieser umgekehrt proportional und geht beispielsweise in z_2 über; hat der Motor dann dieselbe Tourenzahl wie bei I, so ist v_p auch größer geworden, und es ist wohl möglich, daß die entsprechende Propellerkurve IV die Kurve I kreuzt oder aber doch zurückbleibt wie IVa, da der Propeller im Durchmesser ja kleiner, also damit ungünstiger gemacht worden ist. Diese Kurve IVa ließe sich gegenüber I auch noch dadurch deuten, daß der Motor im Verhältnis $z_2 : z_1$ gedrosselt worden ist, und es ist klar, daß je nach der Stärke der Drosselung sich eine ganze Kurvenschar ergeben muß.

Bisher war die Tourenzahl n des Motors wenig beachtet worden; sie ist ja auch am Stand gleichgültig, um so wichtiger im Fluge. Jedem v folgt ein bestimmtes n ; hierbei kann man eigentlich die Wahl eines Propellers dann als richtig bzw. als in die engere Wahl fallend bezeichnen, wenn im Fluge die gewünschte Tourenzahl auch eintritt; welcher von all

diesen möglichen Propellern der beste ist, entscheidet dann die erzielte Geschwindigkeit.

Aus den zusammengehörigen Werten v und v_p ist der eingetretene Slip $\left(= \frac{v_p - v}{v_p} \right)$ zu errechnen, und dieses Verhältnis gibt insofern einen Maßstab für den Wirkungsgrad ab, als dieser bei den zurzeit üblichen Flügelprofilen stets erheblich kleiner ist als der Slip. Durch entsprechende Wahl der Profilierung läßt sich der Wirkungsgrad diesem Verhältnis mindestens gleich, und falls es langsam laufende Propeller sind, sogar größer als dieses machen.

4. Die Neigung des Flugzeuges gegen die Horizontale war bisher als Null angenommen, andernfalls treten Verhältnisse auf, wie sie sich aus der bekannten Betrachtung an schiefen Ebenen ergeben. Die durch die schiefe Ebene ausgeübte Tragwirkung ist durch die Tätigkeit der Tragfläche zu ersetzen, so daß folgendes eintritt (Fig. 3):

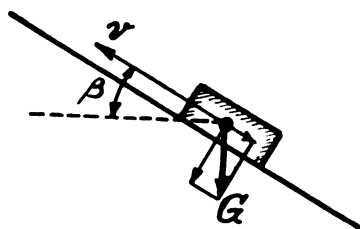


Fig. 3.

Das Maschinengewicht G erzeugt einen in die Bewegungsrichtung fallende Komponente, die sich aus dem Neigungswinkel der Maschinenrichtung zur Horizontalen zu

$$G \cdot \sin \beta$$

ergibt und je nach Steigen oder Fallen zugkräthmend oder unterstützend wirkt. Ferner verringert sich das die Tragflächen belastende Gewicht auf den Betrag

$$G \cdot \cos \beta,$$

gleichgültig ob die Maschine steigt oder fällt, infolge der Kosinusfunktion hat aber diese Veränderung nur Bedeutung, wenn es sich um größere Winkel handelt, selbst bei $\beta = 10^\circ$ (Neigung 1 : 5,8) beträgt die Verringerung nur 1,5%, ist also durchaus zu vernachlässigen. Im Diagramm erscheint also die die Zugkraft beeinflussende Komponente, weil für alle v konstant, als horizontale Linie, dabei positiv oder negativ.

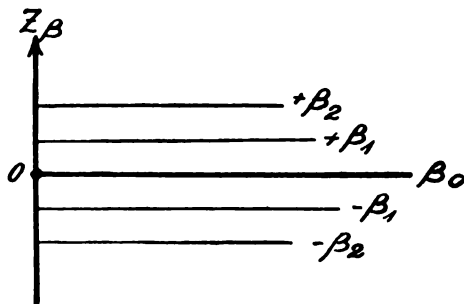


Fig. 4.

Zweckmäßig bestimmt man für je 10, 20, 30 kg die erforderliche Neigung und merkt sich dieselbe für die spätere Untersuchung vor, beispielsweise durch Fig. 4.

5. Die Bilanz der Zugkräfte erreicht man am einfachsten durch Deckung der Propellerkurve P mit der Maschinenkurve M . Das sich ergebende Bild wird Fig. 5 sein. Man sieht zuerst, die Maschine erreicht die Endgeschwindigkeit v_e ; das Ankippen kann bei v_s erfolgen, da genügende Zugkraft vorhanden ist. In dem Gebiet zwischen v_s und v_p wirkt der Überschuss an Zugkraft (gestrichelt) beschleunigend auf die Maschine ein, es ist dies auch jener Bereich, wo der Motor am meisten Touren gewinnt. Denkt man sich den Motor gedrosselt, so tritt schließlich eine Kurve ein, die die Maschinenkurve noch tangiert; dies ist der Grenzfall, bei dem die Maschine gerade noch zum Schweben ($v_{min.}$) gebracht werden kann. Dieser Tangierungspunkt teilt die Maschinenkurve in zwei Äste, in einen für labile (bei kleinerem v)

und in einen für stabile (größeres v) Bewegungsform. Der Unterschied zwischen Stabilität und Instabilität bezieht sich hierbei nur auf die Frage: Welche Geschwindigkeitswerte kann das Flugzeug in stetiger Bewegungsform annehmen, wenn der durch Kurve P gegebene Propeller angewendet wird? Antwort: Von $v_{min.}$ bis v_e . Dieser Tangierungspunkt ändert sich also mit dem Propeller, er kann am Leistungs-

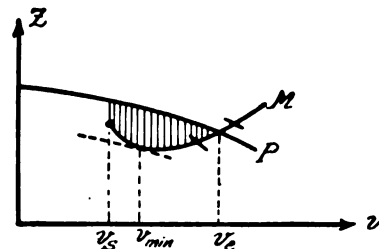


Fig. 5.

minimum liegen oder schließlich auch am Zugkraftminimum. In diesem Sinne sind die Ausführungen zu ergänzen, die v. Sanden im Anschluß an eine Arbeit von Painlevé in dieser Zeitschrift, Jahrg. 1910, S. 269 gemacht hat. Zwecks Landens kann der Motor bis dahin gedrosselt werden, bei weiterer Drosselung tritt allmähliches Fallen ein, das nur durch Betätigung des Höhensteuers solange verhindert werden kann, bis die Geschwindigkeit den Wert v_s erreicht hat, die fehlende Zugkraft ist durch Geschwindigkeitsverlust ersetzt worden. Auch ersieht man, wie sehr die Geschwindigkeit abfällt, wenn der Motor zwecks Schonung gedrosselt wird.

Von verschiedenen Propellern wird also jener der beste sein, der die Maschinenkurve bei größerem v schneidet, und da die Propellerkurven sich schließlich kreuzen können, so folgt hieraus, daß dieser beste Propeller für ein anderes Flugzeug mit anderen Kurven nicht der beste zu sein braucht. Es kann aber auch sein, daß dieser beste Propeller nicht für normalen Betrieb gebraucht werden darf, da die Tourenzahl des Motors zu groß wird und nur vorübergehend zugelassen werden darf. Auch zeigt es sich, daß der Wirkungsgrad des Propellers kaum zu beachten ist, am wenigsten das Maximum des Wirkungsgrades, das nur selten vor dem Schnittpunkt der Kurven liegen dürfte.

Die Vergrößerung der Nutzlast, beispielsweise um einen Passagier, läßt die Hauptkurve I in Fig. 6 in Kurve II übergehen, die Maschinengeschwindigkeit geht

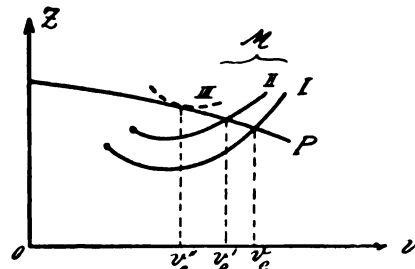


Fig. 6.

von v_e auf v'_e zurück. Die maximal mögliche Nutzlast wäre durch die tangierende Kurve III zum Ausdruck gebracht. Wenn ein Flugzeug schweben kann, ist es trotzdem noch lange nicht flugfähig; es muß über einen genügenden Überschuss an Zugkraft verfügen, der bei Steigungen Windstößen, Kurvennehmen angegriffen wird.

Beim Durchfliegen von Kurven erscheint das Gewicht der Maschine vergrößert, also ein Fall, wie ihn Fig. 6 erledigt. Ist beispielsweise v gleich 20 m, Kurvenradius gleich 100 m, so beträgt der Gewichtszuwachs schon 8%; entspricht die Gewichtsvermehrung der Kurve II in Fig. 6, so würde bei Einhaltung der Horizontallage die Flugzeuggeschwindigkeit von v_e auf v'_e sinken und das Flugzeug schließlich solche Kurven ohne Höhenverlust durchfliegen können, die der Gewichtsvergrößerung durch Kurve III entspricht.

Den interessantesten Fall liefert die Beachtung der Neigung. Ist beispielsweise eine solche Steigung zu nehmen,

daß die Zugkraft um den Wert z in Fig. 7 vergrößert werden muß, dann würde die Geschwindigkeit von v_e auf v_e' sinken; die Maximaldifferenz z_m ergibt die höchst ausführbare Steigung und v_e'' diejenige Geschwindigkeit, mit der diese genommen werden kann. Das Produkt aus z und v ergibt jene Leistung in sekundlichem Meterkilogramm, die für Hubzwecke aufge-

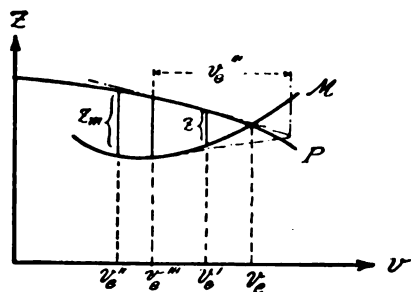


Fig. 7.

wendet wird und da diese nur dem Gewicht und der Vertikalgeschwindigkeit proportional ist, so wird letztere ein Maximum, wenn obiges Produkt ein Maximum wird, und dieses kann nur zwischen z_m und z eintreten, und zwar erfordert die Maximumbedingung die durch die gestrichelten Tangenten gezeigte Proportion.

Um dies mathematisch zu beweisen, seien die beiden Kurven P und M durch

$$Z_m = q_m(v) \quad Z_p = q_p(v)$$

und ihre Differenz z durch

$$z = Z_p - Z_m$$

ausgedrückt. Die sekundliche Hubarbeit $z \cdot v$ wird ein Maximum, wenn die durch Differenzieren von $(z \cdot v)$ nach v gewonnene Bedingung

$$z + v \frac{dz}{dv} = 0$$

erfüllt wird. Mit Rücksicht auf obigen Wert z wird hieraus

$$z = -v \varphi_p'(v) + v \cdot \varphi_m'(v),$$

worin φ' die ersten Ableitungen obiger Funktionen φ sind und in Fig. 7 durch die Tangentenwinkel ausgedrückt sind.

Es ist also sehr lehrreich, daß der größte Steigungswinkel nicht die größte Steiggeschwindigkeit ergibt.

Beim Flug nach unten wird die verfügbare Zugkraft um den Komponentenwert z vergrößert, die Maschine fliegt also nach Fig. 8 mit erhöhter Geschwindigkeit v_e' . Diese

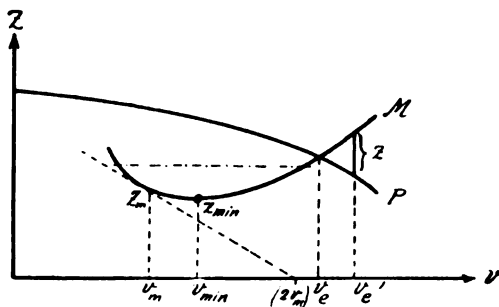


Fig. 8.

Figur gibt noch einige sehr interessante Aufschlüsse: Aus der Minimalzugkraft findet man jenen geringsten Neigungswinkel, der erforderlich ist, um die Maschine im stetigen Fluge bei abgestelltem Motor zur Erde zu bringen. Der Gleitflugwinkel wird also hierbei ein Minimum und das erreichbare Landungsfeld ein Maximum, also die beste Gleitflugbedingung. Annähernd kann man sagen, der Radius des Landungsfeldes ist dem Werte der Zugkraft Z_e umgekehrt proportional. Handelt es sich aber darum, beim Gleitflug die benötigte Zeit möglichst groß werden zu lassen, so muß die sekundliche Fallzeit gering, also auch die verbrauchte Leistung, also Produkt aus z und v ein Minimum sein, dies ergibt die Werte z_m und v_m (geometrische Bedingung: Subtangente gleich Abszisse).

Zum Beweise differenziere man das Produkt $Z \cdot v$ nach v , was die Bedingung

$$\frac{dz}{dv} \cdot v + Z = 0$$

ergibt, der in Fig. 8 nur genügt werden kann, wenn die Subtangente gleich v ($= v_m$) ist.

Ist dieser Gleitflug wohl möglich? Man findet zunächst, daß bis zu einer gewissen Grenze zu einem bestimmten z zwei Werte v gehören können, man überzeugt sich schnell, daß das kleinere v eine labile und nur das größere eine stabile Bewegungsform ergibt, das heißt, ein Gleitflug mit $v < v_{min}$ ist unmöglich.

Eine weitere nicht hierher gehörende Frage ist die, ob die Steuerorgane den Gleitflug auch eintreten lassen und bis zu welchem v sie unbedingt eine stetige Bewegungsform gewährleisten, denn auch hierbei treten plötzlich vom gewissen v an labile Erscheinungen auf, die den Gleitflug schließlich zum Sturz steigern können (Schendel?).

6. Die Dichte der Luft muß natürlich bei Aufstellung der Kurven in Betracht gezogen werden. Für je 1000 m Höhe können obige Kurven entworfen und aus ihnen klar erkannt werden, bis zu welcher Höhe und mit welcher Nutzlast das Flugzeug steigen kann. Für annähernde Berechnung kann die Maschinenkurve unverändert angenommen werden, da der eine Betrag (Schwebewiderstand) um annähernd

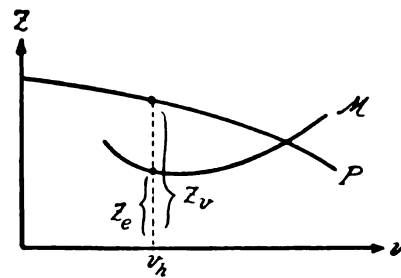


Fig. 9.

ebensoviel steigt wie der andere (Luftwiderstand) fällt. Die Propellerkurve verändert ihre Ordinate annähernd proportional der Luftdichte. Nach dieser Vereinfachung ist es möglich, aus den üblichen Diagrammen die Steighöhe sofort angeben zu können, sie ist bestimmt durch das Minimum von $\frac{z_e}{z_v}$, das

dem Verhältnis der Luftdichten gleich sein muß, und daraus die Steighöhe bestimmen läßt. Die Geschwindigkeit des Flugzeuges in dieser Höhe wird dann v_h sein.

Da dieses abgekürzte Verfahren nur annähernd gilt, sei kurz darauf hingewiesen, in welchem Maße sich die Maschinenkurve ändert, wenn die Luftdichte sich auf das 0,9-, 0,8fache erniedrigt. Zunächst ändert sich W_s auf das $\frac{1}{0,9}$ - bzw. $\frac{1}{0,8}$ fache, falls Proportionalität vorausgesetzt wird, was ja strenggenommen nur bei kleiner Luftdichtenänderung zutrifft, ferner geht W_l auf das 0,9- bzw. 0,8fache des früheren Wertes zurück. Da nun der Prozentsatz, mit dem W_s und W_l sich in W teilen, verschieden sein kann, ergibt sich folgendes Bild für W :

$W_s : W_l$	W bei Luftverdünnung		
	1 : 1	1 : 0,9	1 : 0,8
40 : 60	100	98,4	98
50 : 50	100	100,6	102,5
60 : 40	100	102,7	107
70 : 30	100	104,8	111,5

7. Der Nutzen dieser Betrachtungsmethode ist ein äußerst vielseitiger. Zunächst zeigt sie, nach welchen Gesichtspunkten Propeller zu verbessern sind und welche Meßergebnisse und Gütezahlen von denselben für die Praxis die größte Bedeutung haben. Ferner zeigen die Flugzeugkurven, welche Vorteile diese und jene Veränderung in bezug auf Geschwindigkeit oder Tragvermögen haben kann.

Aber noch weit mehr, durch die Erörterungen in Abschnitt 5 ist eine sehr wichtige Methode entstanden, die in höchst einfachem Stile obige Kurven zu ermitteln ermöglicht. Man führt mit dem gebauten Flugzeug Gleitflüge mit verschiedenen Geschwindigkeiten und Neigungswinkeln aus, die Einzelwerte ergeben sofort den stabilen Ast der Maschinenkurve. Aus diesen wieder die Propellerkurve, da durch Mitnehmen von Nutzlast oder Fliegen von Steigungen die anderen Punkte der Propellerkurve gefunden werden können. (Beispielsweise: erste Versuchsreihe Maschinenkurve durch Gleitflüge mit abgestelltem Motor; zweite Reihe: Mitnehmen von Nutzlast gibt neue Kurven M ; dritte Reihe: Propellermessungen bei horizontalem Flug erzielt Schnittpunkte mit den Maschinenkurven, Messungen bei Abwärtsflug mit Motorkraft liefert Kurvenpunkte für größeres v .) Die Resultate solcher Messungen werden in einer später erscheinenden Arbeit mitgeteilt werden. Diese so direkt gefundenen Maschinenkurven lassen sich weiter verarbeiten; die Trennung der Verluste in Schweben- und Widerstandsarbeit läßt sich beispielsweise dadurch herbeiführen daß man das Flugzeug mit zweierlei Flächen- größen ausrüstet, und die Daten nach der Methode der unbestimmten Koeffizienten auswertet. Auf diese Weise ließen sich direkt Tragflächen prüfen und andere wissenschaftliche Untersuchungen anstellen.

Bewertung von Flugergebnissen.

Von Ing. Friedrich Rau.

Neuerdings begegnen wir der Ansicht, daß die bisher übliche Art, Flugergebnisse zu bewerten, nicht allen Anforderungen gerecht wird. Im Hinblick darauf, daß die Zeit der Versuche vorbei ist und die Flugmaschine nunmehr zu einem brauchbaren Verkehrsmittel ausgebaut werden soll, wird verlangt, daß die sportliche durch eine technisch-wirtschaftliche Bewertung ersetzt werde.

Eine dafür geeignete Formel vorzuschlagen und ihre praktische Anwendung zu erläutern, ist der Zweck dieses Aufsatzes.

Schon von mehreren Schriftstellern ist das Verhältnis von Auftrieb zu Vertrieb, $Q:P$, als Gütegrad eines Flugzeuges bezeichnet worden. Ich meine, daß sich hieraus eine handliche Formel ableiten läßt. Es ist nämlich

$$Q = k \cdot F \cdot v^2 \cdot \varphi(\alpha) \quad (1)$$

und

$$P = k \cdot F \cdot v^2 \cdot \psi(\alpha, w) \quad (2)$$

folglich

$$\frac{Q}{P} = \frac{\varphi(\alpha)}{\psi(\alpha, w)} = f(\alpha, w) \quad (3)$$

Darin bedeuten: k den Luftdruckkoeffizienten, F die Tragfläche, v die Geschwindigkeit, α den Stellwinkel und w die Stirnwiderstandskonstante. Bezeichnen wir ferner die Motorleistung mit N und den Wirkungsgrad der Kraftanlage mit η , so ist

$$\frac{P \cdot v}{75} = \eta \cdot N \quad (4)$$

und nach Einsetzung des hieraus gefundenen Wertes von P in die Gleichung 3 erhalten wir

$$\frac{Q \cdot v}{N} = 75 \cdot \eta \cdot f(\alpha, w) \quad (5)$$

ausgedrückt in kg/m für eine Sekundenpferdestärke, oder

$$\frac{Q \cdot v}{N} = 270 \cdot \eta \cdot f(\alpha, w) \quad (6)$$

ausgedrückt in kg/km für eine Stundenpferdestärke¹⁾.

Dieser Ausdruck lehnt sich an bekannte Bezeichnungen im Verkehrswesen an, wo wir beispielsweise die Leistungsfähigkeit einer Eisenbahn nach t/km zu bemessen pflegen. Die Formel enthält die beförderte Last (Q), die Schnelligkeit ihrer Zuführung zum Bestimmungsort (v) sowie die Transportkosten (N). Das sind drei leicht bestimmbare, vom Preisrichter

¹⁾ Bestimmung von N ist am Startplatz schwierig, wenn nicht unmöglich; auf die Angaben der Motorenfabrikanten kann man sich nicht verlassen. Es wird nötig sein, ein Zeugnis über die gebremste Leistung zu verlangen.

kontrollierbare Größen. Sie in ein richtiges Verhältnis zu einander zu bringen, ist Sache des Konstrukteurs.

Wir wollen die durch Gleichung 6 gekennzeichnete Flugleistung $E f f e k t (E)$ der Flugmaschine nennen und untersuchen, welcher Wert dafür zu erwarten ist. Wir schätzen $\eta = 0,67$. Für $0,01 < w < 0,05$ ist $f(\alpha, w)_{\max} > 3$. Für ein gut konstruiertes Flugzeug kann $f(\alpha, w) = 5$ angenommen werden. Danach würde $E = 900 \text{ kg/km}$ als guter Mittelwert anzusehen sein.

Die Gleichung 6 ist aber noch nicht einwandfrei, denn sie stellt das gehobene Gesamtgewicht, also auch das für ein Verkehrsmittel belanglose Eigengewicht, in Rechnung und bedeutet bei sonst gleich guter Konstruktion einen kleinen Vorteil für die großen Tragflächen. Denn $f(\alpha, w)$ wächst, wenn w schwindet, und w schwindet, wenn F wächst. Aus diesem Anlaß wollen wir das Apparategewicht aus der Rechnung ausscheiden und es dem Konstrukteur überlassen, solches so weit zu verkleinern, als es die Haltbarkeit und Betriebssicherheit des Flugzeuges zulassen. Wir machen die Nutzlast (Q_n) allein für die Beurteilung der Güte der Flugmaschine geltend und bezeichnen die daraus resultierende Flugleistung als $N u t z e f f e k t$

$$E_n = \frac{Q_n \cdot v}{N} = 270 \cdot \eta \cdot \frac{Q_n}{Q} \cdot f(\alpha, w) \quad (7)$$

Das Verhältnis $Q_n:Q$ schwankt bei den verschiedenen Ausführungen ziemlich stark. Unter den früheren Voraussetzungen zeigt beistehende kleine Tabelle die Abhängigkeit des Nutzeffektes von dem Verhältnis Nutzlast zu Gesamtlast.

$Q_n:Q =$	1:5	1:4	1:3	1:2
$E_n =$	180	225	300	450 kg/km

Betrachten wir als Nutzlast nur die Besatzung, Briefsäcke oder ähnliches Frachtgut, dann können wir $Q = 3 \cdot Q_n$ annehmen. Wenn wir aber auch den nötigen Betriebsstoff: Benzin und Öl hinzurechnen, dann wird $Q = 2 \cdot Q_n$ zu setzen möglich sein. Im ersten Fall haben wir für ein gut gebautes Flugzeug einen Nutzeffekt von 300, im zweiten Fall einen solchen von etwa 450 kg/km zu erwarten.

Im gegenwärtigen Entwicklungsstadium der Kraftdrachen kann dieser Nutzeffekt nur als ideales Ziel hingestellt werden. Es wird erst dann erreichbar sein, wenn die verschiedenartigen Unfälle, die jetzt noch gar zu oft die Luftfahrt unterbrechen und manchmal die Fortsetzung der Luftreise unmöglich machen, aufgehört haben werden. Für die Bemessung der Güte eines Flugzeuges ist es deshalb nötig, noch einen Faktor einzuschalten, der hierauf Rücksicht nimmt. Dieser Faktor muß sozusagen den Zuverlässigkeitsgrad darstellen. Er läßt sich ausdrücken durch das Verhältnis der durchflogenen Strecke (s) zu der vorgeschriebenen Gesamtstrecke des Wettfluges (S). Wenn wir die Gleichung 7 auf diese Weise ergänzen, dann erhalten wir meines Erachtens ein richtiges Wertmaß für die Flugmaschine als Verkehrsmittel betrachtet. Wir können dies Wertmaß zu verlässiger Nutzeffekt (ϵ) benennen und in die Formel kleiden

$$\epsilon = \frac{Q_n \cdot v}{N} \cdot \frac{s}{S} \quad (8)$$

Für den Fall, daß es bequemer sein sollte, anstatt v die vom Zielrichter festgestellte Zeit (t in Stunden für die Strecke s in km) unmittelbar zu benutzen, läßt sich die Gleichung 8, da

$$v = \frac{s}{t} \quad (9)$$

ist, auch so schreiben:

$$\epsilon = \frac{Q_n}{N \cdot S} \cdot \frac{s^2}{t} \quad (10)$$

Es erscheint angebracht, darauf hinzuweisen, daß in den Effektformeln die Faktoren F und k fehlen. Das Fehlen von F bedeutet, daß ein Drache mit großen, flach eingestellten

¹⁾ v aus der zurückgelegten Strecke zu errechnen, ist dasselbe, als wenn die Zeit als solche eingeführt wird, und das ist nichts Neues. Q_n ist ebenfalls beim D. Z. a. O. schon gemessen. Das bestätigt die Brauchbarkeit der Formel und empfiehlt sie.

Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein 1911.

Beschreibung der Flugzeuge lt. „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ vom 23. 6. 11										Flugergebnisse lt. „Motorwagen“ v. Juni 1911, ohne Zeitangabe	Gutachten				
Nr.	Führer	Flugzeug	dienst- fähiges Leer- gewicht kg	Be- satzung kg	Öl und Benzin kg	Q kg	F qm	N PS	v km St.		E kg/km St.-PS	Q _n = Be- satzung + Öl + Ben- zin		Q _n = Be- satzung	
												E _n	£	E _n	£
1	Jeannin	Aviatik-Zweid.	450	141	38	629	45	100	115	Nr. 1—4 flogen nur bis Straßburg = 268 km	723	206	89	162	70
2	Lämmlin	„	480	145	33	658	60	70	79		743	201	87	164	71
3	Brunhuber . . .	Albatros-Zweid.	350	148	45	543	50	70	79		613	218	94	167	72
4	Witterstätter .	Euler-Zweid.	280	140	35	455	30	50	80		728	280	121	224	97
5	Hirth	Rumpler-Eind.	500	141	28	669	32,5	60	92	flog die ganze Strecke = 622 km	1026	259	259	216	216
6	Thelen	Wright-Zweid.	350	72	27	449	35	52	85	Nr. 6 u. 7 haben keine einzige Etappe durch- flogen	734	162	0	118	0
7	Werntgen	Dorner-Eind.	400	149	26	575	26	41	80		1122	341	0	291	0

Flügeln denselben Effekt erreichen kann wie ein anderer Drache mit kleineren, steiler stehenden Flügeln, wenn dabei die übrigen Einzelheiten übereinstimmen. Und das Fehlen von k bedeutet, daß die Dichtigkeit der Luft auf den Effekt ohne Einfluß ist, daß der Pilot den Abstand seiner Flugbahn von der Erde ganz nach Belieben wählen darf.

Wir wollen nun an Hand der gefundenen Formel die an den jüngsten Wettbewerben beteiligt gewesen Flugzeuge begutachten. Infolge der teilweise lückenhaften Beschreibung von Flugzeugen und Flugergebnissen kann es nur unvollkommen geschehen. Es soll, weil das Gegenteil nicht überall ersichtlich ist, auf der Grundlage vorgenommen werden, daß jeder Führer immer nur ein und dasselbe Flugzeug benutzt hat.

Für den Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein ist die Beschreibung der Flugmaschinen vollständig und daher zur Nachahmung zu empfehlen. Leider ist nicht zu erkennen, auf welche Weise v bestimmt worden ist. Die flugtechnische Chronik im Motorwagen konnte zur Nachprüfung nicht verwendet werden, weil die Abflugs- und Landungszeiten an vielen Orten fehlen. Wir setzen also voraus, daß v die vom Flugzeug wirklich erreichte mittlere Geschwindigkeit angibt und erhalten aus Gleichung 6 das in der Zahlentafel unter Gutachten vermerkte E . Den größten Effekt hat demnach der Dorner-Eindecker. Das ist aber nur Schein, denn er ist nach der gegebenen Beschreibung überlastet und flugunfähig. Wenn der Chronist trotzdem verkündet, daß Werntgen in Karlsruhe und an anderen Orten sich an den Schauflügen beteiligt hat, so muß Werntgen nach meiner Berechnung allein, ohne Passagier, geflogen sein. Im übrigen ist der hohe Effekt des Rumpler-Eindeckers bemerkenswert.

E_n ist für zwei verschiedene Nutzlasten berechnet: einmal für die Besatzung allein, das andere Mal unter Hinzuziehung des Betriebsstoffes. Der Unterschied zwischen beiden Nutzeffekten ist nicht groß, weil die Flieger im Hinblick auf die Kürze der Etappen nur wenig Benzin mitgenommen hatten. Die Albatros- und Euler-Zweidecker rücken bei dieser Bewertungsmethode höher hinauf, weil sie ein verhältnismäßig geringes Eigengewicht besitzen.

Von den sieben sich bewerbenden Flugzeugen ist nur der Rumpler-Eindecker unverseht ans Ziel gekommen; für ihn ist daher $\epsilon = E_n$. Die Flugzeuge Nr. 1 bis 4 sind nur bis Straßburg geflogen; ihre Zuverlässigkeit steht deshalb im Verhältnis von 268:622. Die Flugzeuge Nr. 6 und 7 scheiden, weil sie keine einzige Teilstrecke durchflogen haben, als unzuverlässig aus. Damit haben wir in der ϵ -Reihe die gewünschte Wertskala.

Beim deutschen Rundflug fehlen in der Beschreibung der Flugzeuge die Gewichtsangaben, dagegen sind die durchflogenen Strecken mit dem jeweiligen Zeitaufwand vollständig mitgeteilt. Dabei fällt die Kleinheit der erzielten Durchschnittsgeschwindigkeiten besonders auf. Dementsprechend ist auch E_n sehr klein. Für die Berechnung des Nutzeffektes nach Gleichung 7 ist das Gewicht einer Person = 75 kg gesetzt und als Nutzlast lediglich das Gewicht der Besatzung berücksichtigt worden. Durch Reduktion des Nutzeffektes auf die vorgeschriebene Gesamtstrecke, die 1854 km betragen hat, ergab sich dann aus Gleichung 8 der Wert von ϵ . Auffallend ist der hohe Wert des Grade-Eindeckers, wobei jedoch zu bemerken ist, daß $N = 36$ PS nur eine Schätzung darstellt, weil eine Angabe darüber nirgends gefunden werden konnte.

Einen lehrreichen Vergleich bietet die Verteilung des B. Z.-Preises von 100 000 M. einerseits nach der durchflogenen Kilometerzahl, andererseits nach der ϵ -Formel. Letztere beurteilt die Flugmaschinen nach ihrer Leistungsfähigkeit und Zuverlässigkeit als Verkehrsmittel und kommt darum zu einer von dem offiziellen Flugprogramm stark abweichenden Wertbemessung. In der dritten Reihe ist die Preisverteilung auf alle Teilnehmer ausgedehnt, entsprechend einem kürzlich geäußerten Wunsche, auch den weniger erfolgreichen Fliegern einen bescheidenen Anteil am Gewinn zu bewilligen, einen sog. Trostpreis.

Beim Schwabenflug fehlen die Angaben von Q und F , was im Interesse der Wissenschaft zu bedauern ist. Die Wissenschaft faßt die Flugveranstaltungen als Flugversuche in natürlichem Maßstabe auf und hat die Pflicht,

Deutscher Rundflug 1911.

Beschreibung der Flugzeuge lt. „Motorwagen“ vom 31. 7. 11.				Flugergebnisse lt. „Motorwagen“ vom Juli und August 1911									Gutachten		Verteilung des B. Z.-Preises von 100 000 M.	
Nr.	Führer	Flugzeug	F qm	N PS	mit Fluggast			ohne Fluggast			E _n		für die Gesamtstrecke von 1584 km	nach Programm	gemäß £	
					km	Std.	v	km	Std.	v	mit Gast	ohne Gast				
1	König	Albatros-Zweid.	44	70	1506	209,3	7,2	—	—	—	15,4	—	12,5	40 000	11 380	10 280
2	Vollmöller	Rumpler-Eind.	32	70	1470	152,3	9,65	—	—	—	20,7	—	16,4	25 000	14 940	13 490
3	Büchner	Aviatik-Zweid.	44	100	1091	34,6	31,5	—	—	—	47,25	—	27,8	10 000	25 320	22 800
4	Lindpaintner	H. Farman-Zweid.	40	70	978	45,3	21,6	—	—	—	46,3	—	24,4	7 000	22 220	20 070
5	Wittenstein	M. Farman-Zweid.	45	70	406	23,3	17,4	434	73,8	5,9	37,3	6,3	8,2 + 1,5 = 9,7	6 000	8 830	7 980
6	Wienziars	Morane-Eind.	16	70	—	—	—	639	92,4	6,9	—	7,4	2,6	5 000	—	2 140
7	Schauenburg	Wright-Zweid.	50	60	354	39,8	8,9	143	47,8	3,0	22,2	3,7	4,2 + 0,3 = 4,5	4 000	4 100	3 700
8	Thelen	„	50	60	—	—	—	497	68,2	7,3	—	9,1	2,4	3 000	—	1 970
9	Hoffmann	Harlan-Eind.	24	70	—	—	—	393	41,5	9,5	—	10,2	2,2	—	—	1 810
10	Nölle	Grade-Eind.	—	(36)	—	—	—	112	1,4	80	—	167	10,1	—	9 200	8 300
11	Laitsch	Albatros-Zweid.	44	50	255	25	10,2	—	—	—	30,6	—	4,2	—	—	3 450
12	Jahnow	Harlan-Eind.	24	70	—	—	—	83	0,9	92,2	—	99	4,4	—	4 010	3 620
13	Müller	Sächs. Flugzeugw.-Zweid.	—	50	—	—	—	143	47,3	3,0	—	4,5	0,4	—	—	330

Schwabenflug 1911.

Beschreibung der Flugzeuge lt. »Motorwagen« vom 30. 9. 11				Flugergebnisse lt. »Z. für Flugtechnik und Motorl.« v. 23. 9. 11				Gutachten		
				Eßlingen—Ulm = 120 km		Ulm—Friedrichshafen = 94 km		E_n		ϵ
Nr.	Führer	Flugzeug	N PS	Zeit Std./Min.	v km/Std.	Zeit Std./Min.	v km/Std.	I. Etappe	II. Etappe	für die Gesamt- strecke von 214 km
1	Jeannin m. Fluggast	Aviatik-Eind.	100	1 ⁵¹	64,9	0 ⁵⁸	97,2	97	146	55 + 64 = 119
2	Hirth	Rumpler-Eind.	120	—	—	1 ⁴	88,1	0	55	24
3	Vollmöller m. Flugg.	»	100	1 ²³	86,7	1 ²⁶	65,6	130	98	73 + 43 = 116
4	Röver	Grade-Eind.	36	—	—	1 ²⁸	64,1	0	134	59
5	Lindpaintner	Farman-Zweid.	70	—	—	1 ³⁵	59,4	0	64	28
6	Hoffmann m. Flugg.	Harlan-Eind.	100	—	—	1 ⁴⁰	56,4	0	85	37

die Ergebnisse zwecks Erweiterung der theoretischen Erkenntnis zu analysieren. Das kann sie aber nur dann tun, wenn neben den Ergebnissen auch die Flugzeuge fehlerfrei gekennzeichnet sind. Andernfalls wird es der Wissenschaft schwer fallen, Konstruktionsfehler aufzudecken und für die weitere Entwicklung der Flugmaschinen die nötigen Richtlinien vorzuzeichnen.

Auch beim Schwabenflug ist für die Berechnung von E_n nur die Besatzung als Nutzlast zugrunde gelegt und angenommen, daß jede Person 75 kg wiegt. Der Nutzeffekt ist im Vergleich zum Rundflug besser. Diese Verbesserung ist wohl zum Teil der Kürze der Flugstrecken zuzuschreiben, zum anderen Teil jedenfalls der vermehrten Erfahrung. Ein lehrreiches Beispiel dafür, daß die größere Motorleistung an sich nicht genügt, um den Nutzeffekt zu erhöhen, ist der Rumpler-Eindecker. Beim Zuverlässigkeitsflug war $\epsilon = 216$ bei $N = 60$ PS, beim Schwabenflug sank ϵ auf 24 herab bei $N = 120$ PS. Die Hauptschuld daran haben: die kleinere Nutzlast, die verringerte Geschwindigkeit trotz des stärkeren Motors sowie das Versagen auf der ersten Etappe.

Wenn wir zum Schluß die ϵ -Reihe bei den drei Wettbewerben überschauen, so finden wir, daß die erreichten Werte noch recht weit hinter dem als gut bezeichneten Wert von 300 zurückbleiben, d. h. wir müssen unsere Flugmaschinen noch fleißig verbessern, wenn wir daraus ein brauchbares Verkehrsmittel schaffen wollen.

Wenn sich die Preisrichterkollegien dazu entschließen sollten, die von mir vorgeschlagene ϵ -Formel als Wertmaßstab zu übernehmen, dann werden auch die Konstrukteure und Fabrikanten sich dazu entschließen müssen, ihre Flugzeuge zu untersuchen, ob und wie weit sie unter den neuen Bedingungen konkurrenzfähig sind.

Um die Aussicht auf eine gute Rekordleistung zu steigern, sollen die hauptsächlichsten Gesichtspunkte, unter denen es geschehen kann, nachstehend kurz zusammengestellt werden.

Das Haupterfordernis ist ein verlässlicher Motor, der im Dauerbetrieb erprobt ist. Jede Notlandung verkleinert die Durchschnittsgeschwindigkeit und somit auch den Nutzeffekt. Mit jeder ausgelassenen Etappe nimmt der Zuverlässigkeitsgrad, folglich auch ϵ ab. Nur dasjenige Flugzeug, dessen Motor auf allen Etappen betriebsfähig bleibt, ist imstande, $\epsilon_{\max} = E_n$ zu erreichen. Ein Motor, der etwas mehr wiegt, aber intakt bleibt, gibt bessere Aussichten als ein leichter Motor, der zum Defektwerden neigt.

Für E_n ist das Verhältnis von Nutzlast zum beförderten Gesamtgewicht ein wichtiger Faktor. Unter sonst gleichen Bedingungen wird dasjenige Flugzeug siegen, welches das geringste Eigengewicht besitzt. Weil aber

$$E_n = \frac{Q \cdot v}{N} \cdot \frac{Q_n}{Q}$$

ist, darum hängt der Nutzeffekt auch von der Wahl eines richtigen Verhältnisses zwischen den drei Größen Q , v und N ab.

Um die durch die Eisenbahnzüge gegebene Schnelligkeit zu übertreffen, wollen wir zunächst $v = 100$ Std./km als erforderlich und hinreichend erachten. Damit diese Geschwindigkeit mit möglichst geringen Kosten erzielt werde, muß in erster Linie der Stirnwiderstand so klein wie möglich gemacht werden. Das läßt sich nach bekannten Vorbildern auf die Weise erreichen, daß Besatzung, Motor, Benzinfäß und alle sonstigen belangreichen Gegenstände in einen schlanken Bootskörper eingebaut werden. Der Kraftdrache muß einen vogelförmigen Drachenrumpf erhalten, der alle Betriebs-

organe umschließt. Wenn der schädliche Luftwiderstand derart auf ein Minimum reduziert ist, dann können wir, mit Hinsicht auf unsere anfängliche Betrachtung über den Effekt, ein Verhältnis $Q : N = \sim 9$ wählen und die Flügelgröße unter Zugrundelegung einer Flächenbelastung von ~ 19 kg/qm berechnen.

Für abweichende bzw. Spezialaufgaben sind selbstverständlich andere Beziehungen maßgebend.

Die Flugzeuge vom Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums.

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner.

Am 26. November wurde endlich, nach fast zweimonatlicher Dauer, der vom französischen Kriegsministerium ausgeschriebenene Wettbewerb zu Ende geführt, nachdem der endgültige Abschluß fast drei Wochen lang durch schlechtes Wetter verzögert worden war. Während seines ganzen Verlaufs erregte er in höchstem Maße nicht nur das Interesse der französischen Konstrukteure, sondern auch des Auslands, denn er war, sowohl was die Höhe der Preise als auch was die Größe und Schwierigkeit der gestellten Anforderungen betrifft, weitaus die bedeutendste Veranstaltung dieser Art, die bisher stattgefunden hat. Es ist anzunehmen, daß auch die Kriegsverwaltungen anderer Länder im nächsten Jahre auf ähnlicher Grundlage aufgebaute Wettbewerbe veranstalten werden.

Die vom französischen Kriegsministerium gestellten Bedingungen waren die folgenden:

1. Die Maschinen müssen in allen Teilen (einschl. Motor) in Frankreich gebaut sein; es dürfen nur ausgesuchte Materialien verwendet werden, und die Ausführung muß eine sehr sorgfältige sein.¹⁾

2. Sie müssen drei Sitze für den Führer, zweiten Führer oder Mechaniker und Beobachter haben.

3. Sie müssen leicht zerlegbar, bequem auf Straßen und Eisenbahn zu transportieren und leicht wieder zu montieren sein.

Zu diesen allgemeinen Vorschriften kommen jetzt die speziellen Anforderungen hinzu, die nach den Grundsätzen der Kriegsverwaltung von einer gemischten Kommission im einzelnen festgesetzt wurden. Die Prüfung zerfällt danach in die Vorprüfungen und die Schlußprüfung.

Die Vorprüfungen umfassen:

1. Drei Flüge (von ca. 45 km) mit 300 kg Nutzlast und Benzin, Öl und Kühlwasser für einen Flug von 300 km mit Landungen an vorgeschriebenen Orten, und zwar

- a) auf einem Ackerfeld von 400×170 m,
- b) » » Luzerfeld » 200×100 m,
- c) » » Haferfeld » 250×110 m.

Jeder Landung muß ein Aufstieg vom selben Ort und eine zweite Landung folgen, worauf die Flugzeuge per Achse oder Bahn nach Reims zurückzubringen sind.

2. Einen Geschwindigkeitsflug über 60 km (Mourmelon le Grand—Bouy und zurück) mit derselben Last; dabei muß eine Geschwindigkeit von mindestens 60 km/Std. erreicht werden, und der Verbrauch an Benzin und Öl darf den vom

¹⁾ Die Kriegsverwaltung veranlaßt häufige und nicht angezeigte Besuche bei ihren Lieferanten und den Lieferanten der Materialien und Einzelteile, um sich von der Qualität und dem französischen Ursprung der Materialien und der Sorgfalt der Arbeit zu überzeugen.

Konstrukteur angegebenen (nach dem die Belastung für 300 km berechnet wurde) nicht um mehr als 10% übersteigen; ist dies der Fall, so müssen alle Prüfungen mit der größeren Last wiederholt werden.

3. Zwei Höhenflüge, gleichfalls mit voller Last, bei denen die Flugzeuge in 15 Minuten eine Höhe von 500 m erreichen müssen.

Nur die Flugzeuge, die alle Vorprüfungen bestanden haben, werden zur Schlußprüfung zugelassen. Diese Schlußprüfung ist ein Geschwindigkeitsrennen über 300 km (Reims—Amiens—Reims), ebenso wie alle Vorprüfungen mit 300 kg Nutzlast und Benzin, Öl und Kühlwasser für 300 km; Zwischenlandungen sind nicht gestattet.

Diesen hohen Anforderungen stehen auch entsprechende Preise gegenüber. Es erhält:

Der Erbauer des siegenden Flugzeuges 100 000 Frs. für dieses und eine Bestellung auf 10 weitere Flugzeuge zum Preise von 40 000 Frs. nebst einer Prämie von 500 Frs. pro Flugzeug für jeden Kilometer über dem verlangten Minimum von 60 km/Std.

Der Erbauer des zweitklassierten eine Bestellung auf 6, der des dritten eine auf 4 Flugzeuge zum selben Preise und mit der gleichen Prämie.

Diese hohen Preise lockten natürlich zahlreiche Konstrukteure an, und so ist es nicht verwunderlich, daß nicht weniger als 139 Flugzeuge angemeldet wurden, von denen aber kaum der vierte Teil zur festgesetzten Zeit flugfertig war. Einige davon wurden noch von der Kommission zurückgewiesen (darunter der Zweidecker Clément, da er zwar in Frankreich gebaut war, die Bestandteile aber von der deutschen »Aviatik«-Gesellschaft stammten), so daß schließlich nur 31 Flugzeuge von 15 Konstrukteuren in den Wettbewerb eintraten.

Von den zugelassenen Flugzeugen sind 9 Eindecker, 20 Zweidecker und 2 Dreidecker, die Zweidecker sind also weit stärker vertreten als die Eindecker, da die meisten Konstrukteure bei einem Wettbewerb, wo die Nutzlast eine so große Rolle spielte, dem Zweidecker bessere Chancen zuschrieben. Die meisten Flugzeuge haben sehr große Spannweite und entsprechende Tragfläche. Die Spannweite schwankt zwischen 11,35 m (Blériot-Eindecker) und 20 m (Eindecker von Henry und Maurice Farman), die Tragfläche zwischen 23 qm

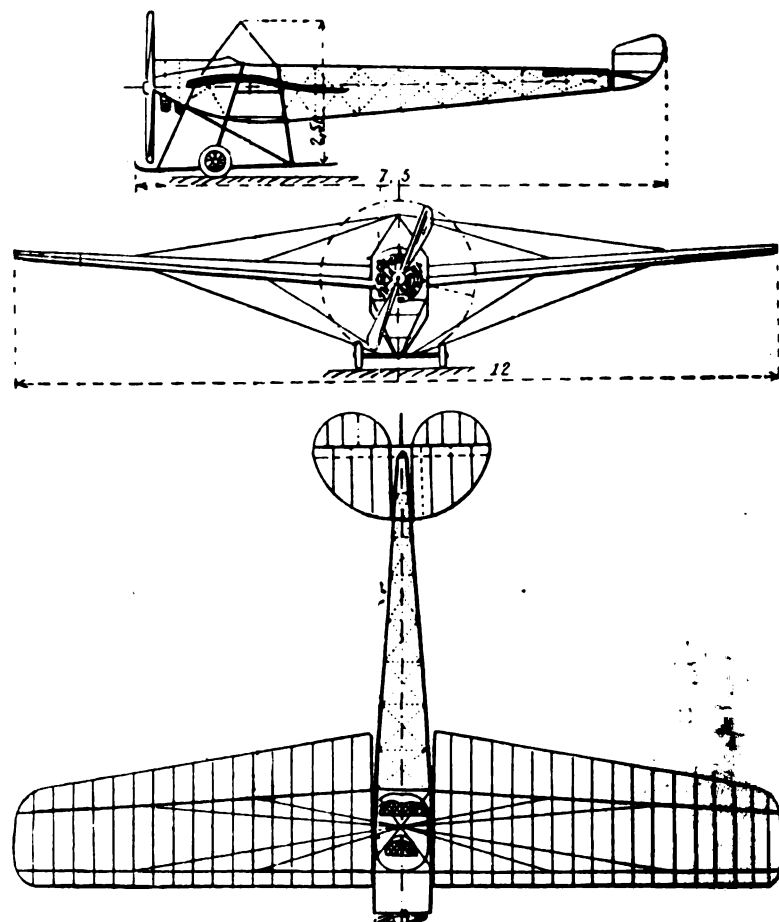


Fig. 1—3. Eindecker von Nieuport.

(Nieuport) und 70 qm (Henry und Maurice Farman). Die meisten Konstrukteure benutzen natürlich sehr starke Motoren; die schwächsten haben der Astra-Wright-Zweidecker

Die am Wettbewerb beteiligten Flugzeuge.

System	E Eindecker Z Zweidecker D Dreidecker	Spannweite m	Länge m	Tragfläche qm	Leergewicht kg	V Verwindung H Hilfsflügel	Motor System	PS	Zylinderzahl	Kühlung L Luft W Wasser	Erfolg am Wettbewerb
Antoinette . . .	E	15,9	11,5	56	935,5	V	Antoinette	60	8	W	
Astra (Wright) . .	Z	16	10,64	60	624	»	Renault	60	8	L	
» (C. M.) . . .	Z	12,32	10,97	49,3	862	»	Chenu	75	6	W	
»	D	12	9,9	45	700	H	Renault	75	8	L	
Blériot	E	11,35	8,5	25	515,5	V	Gnome	130	14	»	
»	E	11,35	8,5	25	495,3	»	»	100	14	»	
Bréguet	Z	13,6	9,06	33,75	637,5	»	»	130	14	»	2. Preis
»	Z	15,99	9,15	42,25	652	»	»	100	14	»	4. Preis
»	Z	13,6	9,0	33,75	703	»	Salmonson	110	9	W	
»	Z	15,99	9,2	42,25	700	»	»	90	7	»	
»	Z	15,99	9,2	42,25	722	»	Dansette	110	8	»	
»	Z	13,6	9,06	33,75	704	»	Chenu	75	6	»	
Coanda	Z	16	11	33	666	»	2 Gnome	à 70	je 7	L	
Deperdussin . . .	E	12,5	8,9	29	452	»	Gnome	100	14	»	3. Preis
»	E	12	8,7	28,5	526	»	Clerget	100	4	W	
»	E	12,5	8,9	29	430	»	Anzani	80	6	L	alle Vorprüfungen
H. Farman	Z	16,5	9,9	55	471	H	Gnome	100	14	»	
»	Z	16,5	9,9	55	411	»	»	70	7	»	5. Preis
»	Z	20	11,95	70	650	»	Renault	75	8	»	
M. Farman	Z	20	11,93	70	689,5	»	»	75	8	»	6. Preis
»	Z	20	12,4	70	651,5	»	»	75	8	»	7. Preis
Goupy	Z	14,2	10,6	56	547	»	Gnome	100	14	»	
»	Z	14,2	10,6	56	618	»	Chenu	75	6	W	
Hanriot	E	13,6	9,5	32	578	V	Clerget	100	4	»	
Morane	E				517	»	Gnome	100	14	L	
Nieuport	E	12	7,5	23	483	»	»	100	14	»	1. Preis
Paulhan	D	13	10	63	751	H	Renault	75	8	»	
Savary	Z	19,5	12	68	708	»	Labor	70	4	»	8. Preis
Voisin	Z	15,75	10,4	46	634	»	Gnome	100	14	»	
» (Canard) . . .	Z	15	10,5	56,5	622	»	»	130	14	»	
»	Z	15	10,5	56,5	674	»	Renault	75	8	»	

(60 PS - Renault) und der Antoinette - Eindecker (60 PS - Antoinette), die stärkste Motorkraft besitzt der Zweidecker von Coanda (2 Gnôme-Motoren à 70 PS); im ganzen sind vorhanden:

2	Flugzeuge von 60 PS	
2	»	» 70 »
9	»	» 75 »
1	»	» 80 »
1	»	» 90 »
10	»	» 100 »
2	»	» 110 »
3	»	» 130 »
1	»	» 140 »

Die mittlere Motorstärke beträgt 92 PS. Von den 32 Motoren (der Zweidecker von Coanda besitzt 2 Motoren!) sind 22 luft- und 10 wassergekühlte; am stärksten vertreten sind natür-



Fig. 4. Eindecker Nieuport.

lich die Motoren von Gnôme (14) und Renault (7), die auch fast alle Preise gewonnen haben. Der 100 PS Gnôme-



Fig. 5. Zweidecker von Bréguet mit Renault-Motor, vierflügeligem Propeller von Régis Frères und doppelter Steuerung.

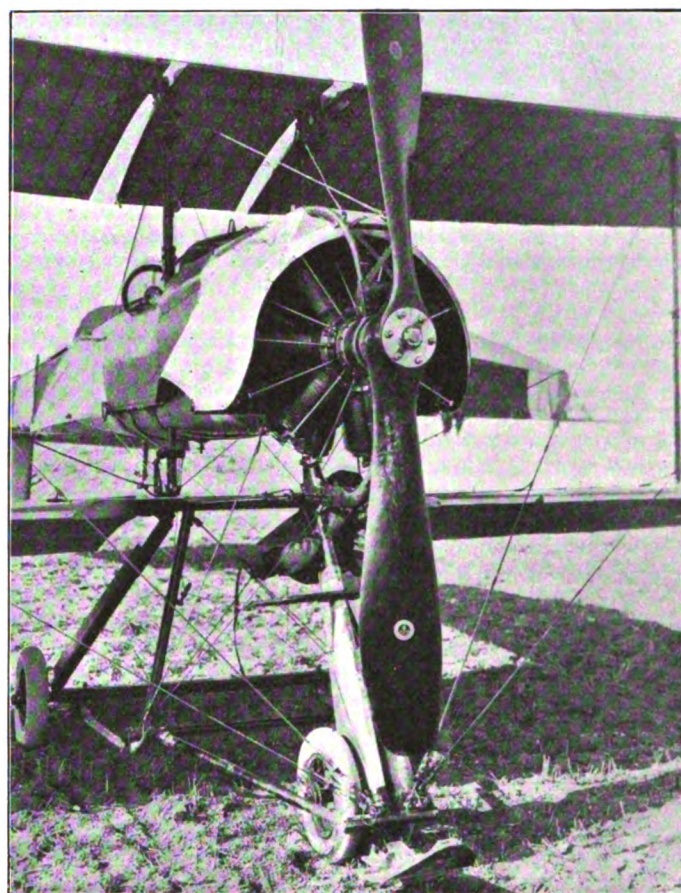


Fig. 6. Bréguet-Zweidecker mit 130 PS-Gnôme-Motor, zweiflügeligem Propeller von Régis Frères direkt gekuppelt, zwei Vorderräder.



Fig. 7. Bréguet-Zweidecker mit 110 PS-Motor von Salmson (Couton-Unné) und zweiflügeligem Propeller direkt gekuppelt.

Motor hat sich dabei am besten bewährt und sich als zuverlässiger erwiesen als der 130 PS; bekanntlich besteht ein gleiches Verhältnis auch zwischen den Typen von 50 und 70 PS. Eine Anzahl von neuen Motoren haben im allgemeinen zwar recht gut gearbeitet, aber den bewährten Typen stehen sie doch an Zuverlässigkeit noch nach.

Interessant sind auch die Gewichte der Flugzeuge. Sie liegen zwischen 411 kg (Henry Farman-Zweidecker mit 70 PS-

Gnôme-Motor) und 935,5 kg (Antoinette-Eindecker). Diese Zahlen stimmen sehr schlecht überein mit den Gewichten von

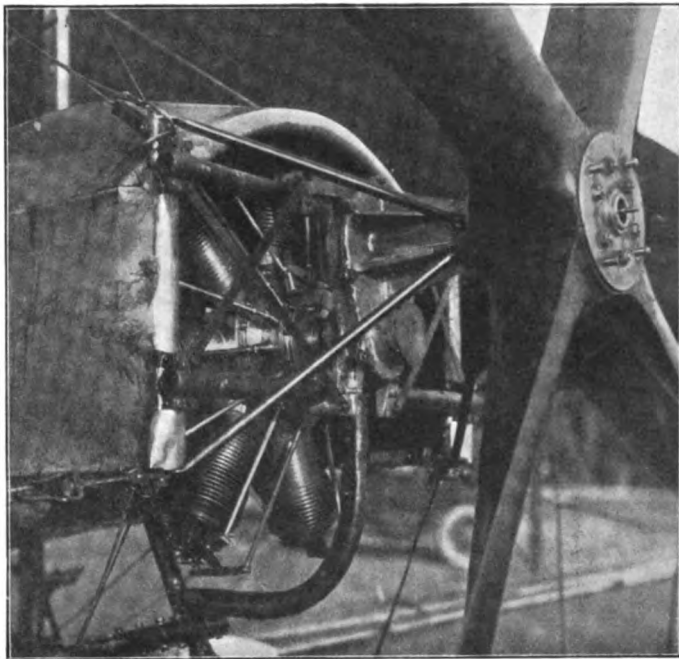


Fig. 8. Einbau des 70 PS-Gnôme-Motors am Bréguet-Zweidecker; vierflügeliger Propeller von Régi Frères mit Übertragung durch Stirnräder.

200 bis 250 kg, wie sie sonst meist für französische Eindecker und kleinere Zweidecker angegeben werden. Wenn auch die Flugzeuge wegen der hohen Belastung etwas stärker als sonst gebaut waren und auch stärkere Motoren hatten, so genügt das doch keinesfalls, um einen so bedeutenden Unterschied zu erklären, und man kann das Ergebnis der Wägungen bei diesem Wettbewerb nur als eine Bestätigung des schon lange bestehenden Verdachts auffassen, daß die meisten Konstrukteure — absichtlich oder unabsichtlich — die Gewichte ihrer Maschinen viel zu niedrig angeben.

Wesentliche Neuheiten weisen nur wenige Flugzeuge — und nicht die siegreichen auf —; die meisten Firmen haben ihre normalen nur etwas vergrößerten und verstärkten Typen benutzt, und der Erfolg hat gezeigt, daß sie damit recht hatten. Ganz neue Konstruktionen brachten nur die Firmen Antoinette, Astra, Coanda und Paulhan, aber von diesen hat keine die Prüfungen mit Erfolg bestanden.

Immerhin ist eine Neuerung zu erwähnen, die plötzlich sehr beliebt geworden ist: die treppenförmige Anordnung der Tragflächen am Zweidecker. Sie wurde bekanntlich schon vor Jahren von Goupy angewendet und ist jetzt in rascher Folge von Henry und Maurice Farman, Zodiac u. a. angenommen worden. Man verspricht sich von dieser Anordnung eine Erhöhung der Tragkraft, da die gegenseitige Beeinflussung der beiden Flächen geringer ist als sonst. Ein weiterer Vorteil, der gerade bei Militärflugzeugen wichtig ist, ist die ganz freie Aussicht nach unten.

Das Ergebnis des Wettbewerbs hat im allgemeinen den Erwartungen entsprochen. Überrascht mußte man sein, daß es Weymann auf dem kleinen Nieuport-Eindecker mit seinem äußerst einfachen Fahrgestell so leicht gelang, die drei Landungsprüfungen zu bestehen. Hier dürfte wohl die besondere Geschicklichkeit dieses Piloten in erster Linie die Erklärung dafür bieten. Nachdem er einmal die Vorprüfungen bestanden hatte, war es fast sicher, daß der schnelle Nieuport-Eindecker als Sieger aus der Schlußprüfung hervorgehen würde. Der Wettbewerb hat keine Zufallssiege gebracht, die siegreichen Flugzeuge — Nieuport, Bréguet, Deperdussin, Farman — sind wirklich die besten französischen Typen.

Von den siegreichen Flugzeugen ist der Eindecker von Nieuport (Fig. 1 bis 4) von dem gewöhnlichen Typ zunächst durch die um 1 m vergrößerte Spannweite unterschieden. Dementsprechend sind jetzt pro Flügelholm je zwei Spann-

kabel statt einem vorhanden, was die Sicherheit bedeutend erhöht. Das Fahrgestell ist durch ein drittes Paar Stützen verstärkt und die Räder haben besonders starke Luftreifen; ferner hat die Kufe vorn einen breiten löffelförmigen Ansatz erhalten. Der Wettbewerb hat gezeigt, daß dieses leichte Fahrgestell in der Hand eines geschickten Fliegers auch für Landungen auf schwierigem Terrain ausreicht. Bemerkenswert ist die doppelte Krümmung der Flügel und die eigentümlich aufgebogene Vorderkante derselben. Führer und Passagiere sitzen zwischen den Flügeln, und zwar der Führer vorn, die beiden Passagiere hinter ihm nebeneinander. Das Gewicht des Flugzeugs betrug leer 483 kg, vollbelastet ca. 950 kg; bei 23 qm Tragfläche betrug daher die Flächenbelastung 41 kg/qm — ein bisher wohl noch nie erreichter Wert. Die Geschwindigkeit betrug auf der 300 km langen Strecke im Durchschnitt 116,976 km/Std.; die Höhe von 500 m wurde in 11 Minuten erreicht.

Die Firma Bréguet hat nicht weniger als sechs Flugzeuge in den Wettbewerb geschickt, von denen je drei dem größeren (15,99 m Spannweite) und dem kleineren Typ (13,6 m Spannweite) angehörten. Außer 100- und 130 PS-Gnôme-Motoren wurden auch wassergekühlte Motoren von Chenu (4 Zylinder), Dansette (8 Zylinder in V) und Salmson, System Canton-Umé (7 und 9 Zylinder sternförmig) verwendet. Von diesen hat sich am besten der letztere bewährt, indem das mit ihm ausgerüstete Flugzeug die Mehrzahl der Vorprüfungen mit Erfolg bestand. Ebenso mannigfaltig waren die Propeller, von denen Bréguet außer seinem eigenen dreiflügeligen (der sich bisher nicht bewährt hat) zwei- und vierflügelige von Chauvière und Régi Frères benutzte, und zwar im allgemeinen die zweiflügeligen bei direkter Kupplung mit dem Motor (Fig. 5, 6 u. 7). Die vierflügeligen mit Zwischenschaltung einer Stirnräderübersetzung (Fig. 8). Die Anordnung der drei Sitze, von denen der hinterste der Führersitz ist, ist in Fig. 7 deutlich zu sehen. Im übrigen unterscheiden sich die Flugzeuge kaum von den ein- und zweiplätzigen Typen, die S. 102 im laufenden

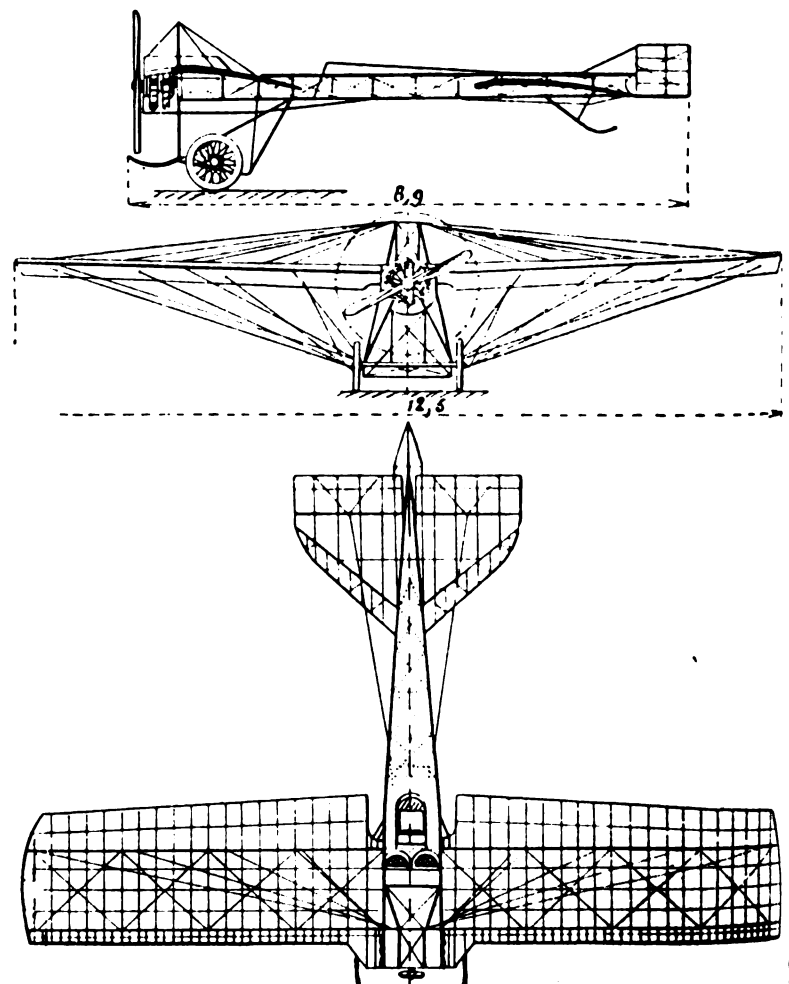


Fig. 9—11. Eindecker von Deperdussin.

Jahrgang dieser Zeitschrift eingehend beschrieben wurden. Auch das Fahrgestell ist unverändert geblieben, nur sind ebenfalls die Luftreifen verstärkt und bei dem Apparat mit 130 PS-Gnôme-Motor sind zwei Vorderräder vorhanden.

Auch der Eindecker von Deperdussin ist nicht viel verändert, nur das Boot ist breiter gehalten, um die nebeneinander und vor dem Führer sitzenden Passagiere aufnehmen

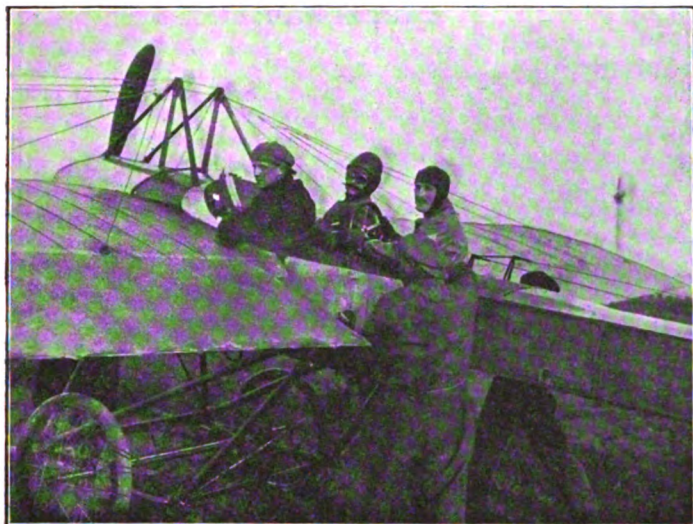


Fig. 12. Eindecker von Deperdussin.

zu können; bei dem mit Clerget-Motor ausgerüsteten Flugzeug indes fehlt diese Erweiterung und alle drei Sitze liegen hintereinander. Um dem Führer freie Aussicht nach unten zu gestatten, sind die Flügel hinten zu beiden Seiten des Bootes ausgeschnitten. Die Flügel sind unten durch Kabel, oben durch Drähte verspannt. Die Räder sind außergewöhnlich groß (90 cm Durchmesser), aber nur mit relativ schwachen Luftreifen versehen. Auch bei diesen Eindeckern betrug das Gewicht mit voller Nutzlast über 900 kg oder 32 kg/qm. Mit dem 100 PS-Gnôme-Motor erreichte Prévost die Höhe von 500 m in $9\frac{1}{2}$ Minuten. (Schluß folgt.)

Hochseennavigation im Luftschiff.

Von Hans Boykow, k. u. k. Fregattenleutnant a. D.

Der Wunsch, den Ozean im Luftschiff zu überqueren, ist ziemlich alt und mannigfach waren die Ideen, die diesen Wunsch verwirklichen sollten; aber erst in letzter Zeit erscheint dessen Ausführung innerhalb der Grenzen der Möglichkeit. Die Traflex-Expedition mit dem Ballon »Suchard«, die eigentlich schon im Frühjahr hätte stattfinden sollen, aber auf den Herbst und vielleicht auf ein noch späteres Datum verschoben wurde, gibt den Anlaß zur Frage: »Kann man ein Luftschiff sicher über den Atlantischen Ozean bringen, sowohl in statischer wie navigatorischer Beziehung?« Die Antwort darauf ist ein nur bedingtes »Ja« — bedingt durch die statischen Umstände, denen ein Luftschiff über dem Ozean ausgesetzt ist. In navigatorischer Beziehung muß die Frage unbedingt bejaht werden. Ein Führer eines entsprechend ausgerüsteten Luftschiffes ist jederzeit in der Lage, seinen Standort wenigstens annäherungsweise zu bestimmen und die wichtigsten Daten zur Kontrolle seiner Route bezüglich Fahrt, Richtung und Geschwindigkeit seiner Fahrt zu ermitteln. Die navigatorische Schwierigkeit liegt also vornehmlich in der allgemeinen Disposition der Reiseroute, welche so angelegt werden muß, daß dieselbe (abgesehen von ihrer sonstigen navigatorischen Durchführbarkeit) auch den eigentümlichen statischen Eigenschaften des Luftschiffes die weitgehendste Rechnung trägt. So wäre z. B. die Anlage der Route für die Traflex-Expedition innerhalb der Passatzone im allgemeinen nautischen Sinne günstig — in statischer Beziehung jedoch flößt sie Bedenken ein. In diesen Breiten ist der Ballon einer sehr kräftigen Sonnenbestrahlung ausgesetzt, und die Wirkungen dieser Bestrahlung (wie unter anderem die praktischen

Untersuchungen des Freiherrn v. Bassus in München gezeigt haben) können so heftig werden, daß es fraglich erscheint, ob die vorgesehenen Vorkehrungsmittel auch genügen werden. Kapitän Friedlaender, der navigatorische Leiter der Expedition, bringt deshalb auch diesem Umstande volle Würdigung entgegen, und hat alles getan, um ein Gelingen der Expedition in navigatorischer Hinsicht zu verbürgen. Wenn trotzdem ernste Bedenken bestehen bleiben, so läßt dies die Frage auftauchen, ob nicht eine umgekehrte Reiseroute mit dem Ausgangspunkt in Neufundland günstiger gewesen wäre, weil dieselbe durch nördlichere Breiten führt, in welchen der verderbliche Einfluß der Sonnenbestrahlung nicht so groß ist.

In der Folge sei in Kürze der Zweck der Hochseennavigation und die hierzu zur Verfügung stehenden Mitteln beleuchtet.

Eine geordnete Navigation geht zur Erreichung ihres Zweckes, ein Schiff auf dem praktisch kürzesten und sichersten Wege an ein gewünschtes Ziel zu bringen, zwei Wege: Die allgemeinen Dispositionen der Route, wie sie durch örtliche und meteorologische Bedingungen gegeben sind und die jeweilige Ortsbestimmung als Mittel diese Route auch einzuhalten. Die Ortsbestimmung erfolgt wieder auf zwei Wegen, die sich gegenseitig ergänzen müssen. Diese sind die Kursrechnung und das astronomische Besteck. Beide sind beim Lenkballon möglich. Die Kursrechnung besteht in der rechnerischen Ermittlung des Ortes durch Koppelung der gesteuerten wahren Kurse und Distanzen. Die Mittel hierzu sind Kompaß und Logg. Der Kompaß gibt bei bekannter Mißweisung und Deviation den Kurs, das Logg die Fahrtgeschwindigkeit und Abdrift, welche beim Ballon mitunter ziemlich groß sein dürfte, weshalb ihr ein besonderes Augenmerk gebührt. Am einfachsten wäre wohl die Verwendung eines sog. Patentloggs, falls sich der Ballon in geringen Höhen hält, sonst müßte die Leine übermäßig lang werden. Ein solches Patentlogg gibt die zurückgelegten Distanzen an, sowie die wirkliche Richtung der Fahrt über Wasser, was zur Korrektur des Kurses wertvoll ist. Die Strömungen können wohl bei der Ballonnavigation vernachlässigt werden, bzw. wenn man will, der Karte oder dem Segelhandbuch entnommen werden. Ein anderes Mittel, Fahrtgeschwindigkeit und Abdrift zu ermitteln, wäre noch das Auswerfen von Schwimmern und die Distanzmessung nach einer bestimmten Zeit (etwa einer Minute) nach der Schaubschen Methode durch Messung des Kimmwinkels, welche Methode eine bekannte Augeshöhe voraussetzt, die im Augenblick der Beobachtung durch Lotung, oder wenn man sich mit einer geringeren Genauigkeit begnügt, barometrisch ermittelt werden kann. Ein kleiner Holzschwimmer, in dem sich eine Patrone mit Phosphorkalzium befindet, wird fallen gelassen und die Zeit notiert. Sodann nimmt man nach Verlauf von ungefähr einer Minute (mehr oder weniger, je nach der Fahrtgeschwindigkeit) mit dem Sextanten den Kimmwinkel, was bei der Höhe des Ballons und der starken Rauchentwicklung des Phosphorkalziums ziemlich leicht ist, und notiert abermals die Zeit. Gleichzeitig mißt man die Augeshöhe. Aus einer Tabelle für Kimmweiten nimmt man nun die zur Augeshöhe gehörende Kimmweite, addiert den beobachteten Winkel und kann die zurückgelegte Distanz einer Koppeltafel entnehmen, wenn man sich nicht schon vor Antritt der Reise diesbezügliche Tabellen angelegt hat. Nun peilt man noch die Rauchwolke und ermittelt aus der Peilung die Abdrift. Kurse und Distanzen müssen fortlaufend gekoppelt werden und das Resultat dieser Koppelung soll wenigstens einmal täglich (wenn die Witterungsverhältnisse es zulassen) durch ein astronomisches Besteck kontrolliert werden. Die astronomische Navigation im Luftschiff erfordert naturgemäß keinen so hohen Grad an Genauigkeit als bei einem Seeschiff. Die Hauptsache ist eine möglichst einfache und rasche Rechnung. Da man ohnehin in vielen Fällen (wenn z. B. der Ballon eine größere Steighöhe hat) auf die natürliche Kimm verzichten, und sich zur Höhenbeobachtung eines Libelleninstrumentes bedienen wird, kann man die Beobachtungszeiten in die Nachtstunden verlegen und wird die Breite meistens aus der Höhe des Polarsternes ermitteln, wozu keinerlei Rechnung erforderlich ist. Die geringe Azimutabweichung des Polarsternes gestattet auch die direkte Eintragung einer Ost-West-Standlinie in die Karte. Die zweite Standlinie

erhält man dann aus der Höhe eines ost- oder weststehenden Sternes. Diese Höhen, deren man am besten mehrere nimmt und mittelt, wertet man nach dem Verfahren von Marq de Saint Hilaire¹⁾ aus. Die Höhe kann man entweder nach der bekannten Formel rechnen oder man bedient sich einer Höhentafel, wie z. B. der Ballschen. Das Azimut entnimmt man wohl stets einer Tabelle. Hat man ein Instrument, wie das Voigtsche oder das von Dr. Brill mit dem nötigen Karten- und Tafelmaterial zur Verfügung, so ist das Verfahren noch einfacher²⁾. Die für ein astronomisches Besteck unerläßliche Greenwicher Zeit muß auf einige Sekunden genau sein, wenn man auf irgendwie brauchbare Resultate rechnen will. Da aber die Reisedauer in den meisten Fällen nur kurz sein wird, so genügt ein sog. Deckchronometer, d. i. eine sehr präzise gearbeitete Sekundenuhr mit halbem Sekundenschlag. Sind die Verhältnisse derartige, daß der Beobachter selbst die Zeit nehmen muß, so leistet eine gewöhnliche Stoppuhr, in Verbindung mit dem vorerwähnten Deckchronometer gute Dienste. Sollte jedoch der Navigator seiner Greenwicher Zeit mißtrauen, so wird es in den meisten Fällen leicht sein durch Funkspruch einen Uhrvergleich mit einem Schiffe zu erhalten.

Schwieriger gestalten sich die Verhältnisse allerdings bei nebligem oder unsichtigem Wetter. Falls man das Patentlogg nicht im Wasser lassen kann oder will, hat man noch immer Mittel und Wege, über Richtung und Fahrt des Luftschiffes Anhaltspunkte zu erhalten. Mit Hilfe einer leichten Leine, die man im Wasser nachzieht, kann man stets zur Not die Größe der Abdrift feststellen, diese hinwieder läßt Schlüsse auf Stärke und Richtung des Windes zu, was im Zusammenhange mit der bekannten theoretischen Geschwindigkeit des Luftschiffes bei der betreffenden Tourenzahl der Motoren, wenigstens schätzungsweise die Elemente der Kursrechnung gibt. Natürlich muß bei solcher Fahrt die erste Aufhellung benutzt werden, um durch eine astronomische Beobachtung diese Gissung zu kontrollieren. Ist das Reiseziel von beschränkten Dimensionen, z. B. eine Insel geringen Umfangs, so wird man gut tun, dasselbe auf Breite anzusegeln, d. h. man sucht zuerst die Breite des betreffenden Zieles auf, welche man am besten durch Polar- oder Meridianhöhen ermittelt, weil diese unabhängig von einem eventuell fehlerhaften Chronometerstande sind; oder man segelt das Ziel auf Standlinie an, d. h. man wählt ein Beobachtungsgestirn, dessen Azimut mit der Zielrichtung einen rechten Winkel einschließt, und kontrolliert von Zeit zu Zeit die Fahrtrichtung durch ebensolche Beobachtungen. Es ist dies ein gutes Mittel der Kompaßkontrolle, da sich ein Abweichen vom Kurse alsbald in einer seitlichen Abweichung der Standlinie äußert. Zur Geschwindigkeitskontrolle bedient man sich am besten eines Gestirnes, dessen Azimut mit der Fahrtrichtung zusammenfällt.

Die hier behandelten Verhältnisse beziehen sich auf normale Breiten. In polaren Gegenden gestalten sich die Navigationsverhältnisse natürlich viel schwieriger. Hier versagt der Kompaß nahezu vollständig, da er in der Nähe des magnetischen Poles seine Richtkraft fast vollständig verliert und auch die Deklinationsänderung eine viel zu rasche ist. Andererseits aber fällt in der Nähe des Poles das Azimut fast mit dem Stundenwinkel zusammen, so daß innerhalb gewisser Grenzen der Kompaß durch eine Uhr ersetzt werden kann. Hierzu muß einmal die Nord-Südlinie durch eine Reihe genauer Beobachtungen festgestellt werden, sodann kann man mit Hilfe der Uhr jede Richtung einhalten, nur muß man darauf Bedacht nehmen, daß man mit jedem anderen als Nord-Südkurse die Längendifferenz in Zeit als eine Art Mißweisung in Rechnung zieht. Breitenbeobachtungen sind in der Nähe des Poles sehr einfach, während hingegen Längenbeobachtungen naturgemäß, je näher man dem Pole kommt, immer illusorischer werden.

Es erübrigen noch einige Worte über die navigatorische Ausrüstung eines Lenkballons für eine transoceanische Reise: Es sind dies Kompaß mit Peilscheibe und Logg, eine oder zwei verlässliche Uhren und ein Höhenmeßinstrument. Nautische Tabellen und Tafelwerke, sowie Segelhandbücher und

das einschlägige Kartenmaterial sind unerläßlich, ebenso wie die Führung eines Navigationsjournals.

Dem Kompaß an Bord muß bei der Ausrüstung selbstverständlich die größte Aufmerksamkeit geschenkt werden, und ist eine Ermittlung der magnetischen Faktoren eines Luftschiffes, sowie eine gründliche Deviationsbestimmung und Kompensierung geboten.

Flugschau.

Am 8. Dezember stellte Suvelack auf dem Flugplatz Johannisthal bei Berlin mit Rumpler-Taube, 65 PS Aeolus-Motor durch einen Flug von 4 Std. 34 Min. mit einem Passagier einen neuen Dauerweltrekord auf. (Illner 4 Std. 10 Min. 55 Sek.)

Lanser flog am 8. Dezember auf einem Zweidecker eigener Konstruktion mit 70 PS Gnome auf dem Flugfeld von Kiewit les Hasselt bei Brüssel mit drei Passagieren 1 Std. 26 Min. 23 Sek. und schuf einen neuen Dauerweltrekord. (Warchalowski 45 Min. 46 Sek.)

Wissenschaftliche Nachrichten.

In Wien wurde an der Technischen Hochschule eine Lehrkanzels für Luftschiffahrt und Automobilwesen errichtet. Die Vorlesungen hält der außerordentliche Professor Richard Knoller.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. L. 29 415. Fallschirmvorrichtung für Flugzeuge mit hintereinander befindlichen, teilweise übereinander gelagerten Tragflächen. Leonhard Lendner, Würzburg, Augustinerstr. 16. A 11. 1. 10, E 7. 2. 12.

77 h. Sch. 35 149. Flugzeug mit abnehmbaren Trag- und Steuerflächen. Richard Schelies, Hamburg, Hohenfelderstr. 1. A 16. 3. 10, E 7. 2. 12.

77 h. F. 31 496. Aufhängevorrichtung für Fallschirme. Joseph Freud, Chicago; Vertr. Dr. S. Hauser, Pat.-Anw., Straßburg i. E. A 15. 12. 10, E 14. 2. 12.

77 h. L. 29 059. Fluglehrbahn. Wilhelm Lengeling, Berlin, Dreibundstr. 1. A 13. 11. 09, E 14. 2. 12.

77 h. Sch. 28 622. Flugzeug mit einem den Führersitz tragenden Pendel. Eugen Schmid und Heinrich Bauer, Freudenstadt, Württ. A 2. 10. 07, E 14. 2. 12.

Ausstellungen.

Die alljährliche Ausstellung in Frankreich — *Salon de l'Aéronautique* —, welche diesmal in der Zeit vom 16. Dezember bis 2. Januar 1912 stattfindet, wird für 1912 in größtem Umfange geplant unter der offiziellen Bezeichnung: *Exposition de la Locomotion Aérienne*. Die Ausstellung soll in der Zeit vom 5. Oktober 1912 bis zum 5. Januar 1913 stattfinden, und zwar wie bisher im Grand Palais des Champs Élysées, Paris. Für diese Ausstellung ist vom französischen Handelsminister eine besondere Kommission eingesetzt worden, welcher die Ausstellungskommissionen der führenden industriellen, technischen und Sportvereine beigetreten sind.

Daß eine ganz bedeutende Veranstaltung geplant ist, geht daraus hervor, daß die Kommission schon jetzt tagt und die ersten beiden Sitzungen am 19. und 25. November unter dem Vorsitz des Handelsministers stattfanden.

Eine erste internationale flugtechnische Ausstellung ist für 1912 auch in Wien geplant. Veranstalter ist der K. K. Österreichische Flugtechnische Verein. Die Ausstellung soll Ende Mai bis Juni gleichzeitig mit einer internationalen Flugwoche stattfinden. Neben den gegenwärtigen Erzeugnissen der Flugzeug- und Motorenindustrie soll auch die historische Entwicklung einen bedeutenden Raum einnehmen, und dürften die Flugzeugmodelle von Kreß, wahrscheinlich auch Arbeiten von Schwarz und Hänlein, auf der Ausstellung zu sehen sein.

Eine Internationale Luftschiffs-Ausstellung soll vom 7. bis 21. April 1912 in Moskau stattfinden. Die Ausstellung umfaßt:

1. Frei- und Fesselballone und Luftschiffe,
2. Flugzeuge und Drachen,
3. Motoren,
4. Materialien.
5. Gaserzeuger,
6. Instrumente,
7. Drahtlose Telegraphie, Photographie, Signalwesen,
8. Historische Abteilung,
9. Literatur.

¹⁾ Vgl. dies. Zeitschr. Jahrg. II, Heft 9, Graphisch-mechanische Lösung des Höhenproblems mittels des Voigtschen Instrumentes.

²⁾ Siehe ebendasselbst.



Verein Deutscher Flugtechniker E.V.

Geschäftsstelle u. Lesezimmer: Berlin W. 30, Moßstraße 76, Bureauzeit 9—4 nachmittags. Fernruf: Amt 6, 7036

Präsident: Vize-Admiral z. D. Merten, Exz.

1. Vorsitzender: Dr. Fritz Huth, Berlin

2. Vorsitzender: Major Professor Dr.-Ing.

A. v. Parseval, Charlottenburg

1. Schriftführer: Kapitän zur See v. Pustau, Berlin

2. Schriftführer: Kapitänleutnant a. D. Kaiser, Charlottenburg

Schatzmeister: Verlagsbuchh. R. C. Schmidt, Berlin

Beisitzer: Ingenieur H. Gericke, Berlin

Ingenieur Georg Rothgiefser, Berlin

Ingenieur Kurt Jaekel, Berlin

Rechtsanwalt Dr. Kelk, Berlin

Julius Berlin, Nürnberg

Vorsitzender der techn. Kommission: Regierungsbaum. Buschbaum, Berlin. Vorsitzender des Sport- u. Organisationsausschusses: Major v. Tschudi, Berlin.

Vorsitzender der Flugzeugführergruppe: Ellery von Gorrisen, Johannisthal. Stellvertretender Vorsitzender der Flugzeugführergruppe: Hauptmann Blattmann, Berlin.

Neuaufnahmen:

Leybold Fritz, cand. ing., München

Busse Karl, Ing., Berlin

Reimers Hans Heinrich, Bieberstein b. Fulda

Graf Roedern Richard, Rentier, Charlottenburg

Timmermann H., Ing., Dockenhuden

von Gorrisen Karl, Leutnant z. See, Wilhelmshaven

Kahn Dr., Rechtsanwalt, Stuttgart

Schlösser, Kaufmann, Wilmersdorf

Klapprich Wilhelm, Referendar, Berlin

Verworner, Hauptmann, Pirna

Kleinschmidt Dr. Ernst, Friedrichshafen

Gehler Karl, Dipl.-Ingenieur, Aachen

Rosenstein Willy, Rumpier-Pilot, Johannisthal

Möschel Erich, Flugzeugkonstrukteur,

Rixdorf-Berlin

Ackermann Otto, Fabrikant, Leipzig

Court Max, Ingenieur, Berlin

Kammerer Ludw., Wright-Pilot, Weida i. Thür.

Vereinsnachrichten.

Vortragsabend. Am Montag den 8. Januar 1911, abends 7 1/2 Uhr, veranstaltet der V. D. F. in Gemeinschaft mit dem Berliner Verein für Luftschiffahrt einen Lichtbilder-Vortragsabend im Künstlerhaus, Bellevuestr. 3. Herr Professor Dr. Ahlborn aus Hamburg spricht über das Thema: „Die Widerstandsströmungen an Platten, Flugflächen und Luftschiffen.“

1. Es besteht die Aussicht, daß, wenn eine genügende Anzahl von Mitgliedern sich bereit erklärt, einen Zusatz zum Mitgliedsbeitrag (für ordentliche Mitglieder M. 5.—, außerordentliche Mitglieder M. 8.—) zu zahlen, für die betreffenden Herren freier Zutritt zum Flugplatz Johannisthal für das ganze Jahr und zu allen Veranstaltungen ermöglicht wird. Schriftliche Anmeldungen nimmt die Geschäftsstelle entgegen.

2. Wir bitten unsere Mitglieder um Einsendung des Mitgliedbeitrages **bestellgeldfrei**, da für unser Vereinsvermögen die Zahlung des Bestellgeldes bei ca. 1000 Mitgliedern schon eine ziemliche Summe ausmacht.

3. Wir weisen erneut unsere Vereinsmitglieder auf das Vereins-Lesezimmer hin, in dem zahlreiche inländische sowie ausländische Fachzeitschriften, Tageszeitschriften etc. . . . ausliegen.

4. Wir bringen in Erinnerung, daß unser Vorstandsmitglied, Herr Rechtsanwalt Dr. Kelk, unseren Vereinsmitgliedern kostenlos in flugtechnischen Angelegenheiten Rechtsauskunft erteilt; Anmeldungen durch die Geschäftsstelle erbeten.

5. Wir machen unsere Mitglieder darauf aufmerksam, daß die Luft-Verkehrs-Gesellschaft m. b. H. bei Fahrten mit dem Parseval-Luftschiff unseren Vereinsmitgliedern eine Ermäßigung von 25% von dem üblichen Fahrpreis gewährt. (Fortsetzung auf der nächsten Seite.)

Dampfkessel- u. Gasometer-Fabrik A.-G. vorm. A. Wilke & Co. Braunschweig

Gegründet im Jahre 1856

Telegramm-Adresse: „Gasometer“

GASBEHÄLTER · BALLONHALLEN

Eisenkonstruktionen aller Art

Kurze Lieferzeiten

Projekte kostenlos

Billige Preise

Bergische Stahl-Industrie G.m.b.H.

Arbeiterzahl ca. 2000.

Gußstahlfabrik, Remscheid.

Arbeiterzahl ca. 2000.

SPEZIALITÄT: Hoch- und höchstwertiger Konstruktionsstahl für den Luftschiff- und Automobilbau als: *Kurbelwellen, Zahnräder (nicht gezahnt), Fassonstücke, geschmiedet und gepreßt, Stangenmaterial.*

Garantie für zuverlässiges erstklassiges Material.

Goldene Staatsmedaille — Düsseldorf 1902 — Goldene Ausstellungsmedaille.

6. Den Mitgliedern des V. D. F. wird durch den Verlag der HP-Fachzeitung für Automobilismus und Flugtechnik, Wien VII, 1, das Abonnement der Zeitschrift zu dem ermäßigten Preis von M. 15.— jährlich angeboten.

7. Vereinsmitgliedern wird empfohlen, sich vor Abschluß von Lebens-, Haftpflicht-, Unfall-, Feuer- und Transport-Versicherungen an die Geschäftsstelle des Vereins zu wenden, da wir durch ein günstiges Abkommen mit einer Versicherungsgesellschaft unseren Mitgliedern erhebliche Prämienermäßigung erwirken können.

8. Die Mitglieder werden gebeten, bei einem Wohnungswechsel dem zuständigen Postamt Mitteilung zu machen und die Umbestellung der Vereinszeitschrift zu veranlassen.

Verein Deutscher Flugtechniker E.V. (Der Generalsekretär: Duncker.)

Bemerkungen:

1. Der Vorstand bittet alle Mitglieder um rege Werbearbeit für die Bestrebungen unseres Vereins. Anmeldekarten stellt die Geschäftsstelle gern zur Verfügung; die Geschäftsstelle bittet außerdem um die Adressen von Firmen und Persönlichkeiten, die sich für die Bestrebungen des Vereins interessieren.
2. An die Zahlung der Mitgliedsbeiträge für das neue Geschäftsjahr wird erinnert. Da der Beitrag statuten-gemäß vor dem 1. Dezember zu entrichten ist, wird die Geschäftsstelle sich erlauben, den Betrag zuzüglich Porto- und Nachnahmespesen, soweit er nicht eingegangen ist, durch Postnachnahme zu erheben.
3. Wert- und Einschreibsendungen sind an die Adresse des Vereins Deutscher Flugtechniker, Berlin W. 30, Motzstr. 76, zu adressieren.
4. Die Geschäftsstelle ersucht dringend, ihr jede Adressenänderung umgehend mitzuteilen.
5. Gestickte Mützenabzeichen sind gegen Voreinsendung von M. 4.— oder Nachnahme M. 4.30 durch die Geschäftsstelle des Vereins zu haben. Desgleichen Vereinsknöpfe und Vereinsnadeln à M. 2.50.

Zur Anfertigung der **Holzteile** und **Propeller** für Luftschiffahrt nur nach Vorlagen der Besteller und Zusicherung strengster Diskretion anderen Bestellern gegenüber empfiehlt sich die vor 30 Jahren gegründete Spezialfirma **Franz Reschke vorm. Julius Metzger.**

(98) **Erstklassige Arbeiten!**

Holzmodelle!

Lieferant Kaiserl. u. Königl.
Behörden und Hochschulen.

Berlin SO. 36, Wienerstr. 18, Amt IV, 2274.

Großlieferant erster Firmen. ... Einzelanfertigung und Massenfabrikation.

Gustav Otto, Flugmaschinenwerke

Otto-Doppeldedher
Militär- u. Passagier-Apparat
Typ I und II

Derlangen Sie Prospekte

München, Schleißheimerstraße 135

Renn-Doppeldedher, Lindpaintner
schnellster Apparat-Typ

Otto-Spezial-Flugmotor A. G. O.
50 PS = 90 kg, 100 PS = 120 kg (26)

Otto-Eindedher
Militär- u. Passagier-Apparat
Sport- und Touren-Maschine

Flug-Unterricht

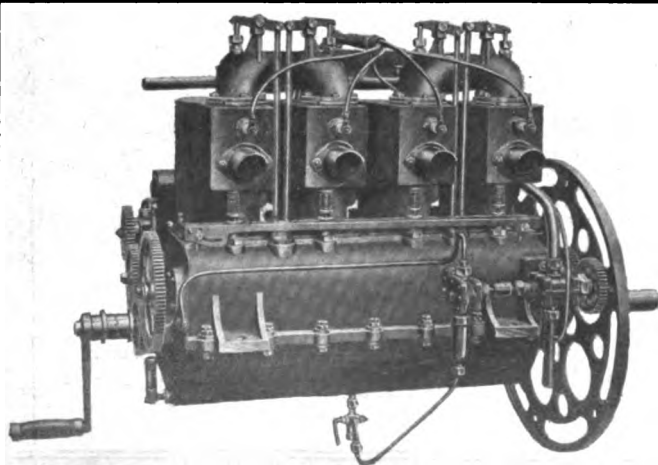
Duralumiu,

ein neues Leichtmetall mit hohen me-
chanischen Eigenschaften, in Blechen,
Stangen, Drähten, Profilen und end-
losen Bändern.

Alleinige Hersteller für Deutschland:

Dürener Metallwerke, A.G.,

Düren (Rheinland). (98)



FLUGMOTOREN

4, 6 und 8 Zylinder, bis 200 PS.

Zuverlässige Konstruktion bei Verwendung der hoch-
wertigsten Materialien in Präzisionsarbeit ausgeführt.

Zwecks intensiver Einführung liefere ich bis auf Wei-
teres nebenstehenden 4 Zylinder-Motor, welcher effektiv
58 1/2 PS leistet und 98 kg wiegt, zu Mark 2900.—.

(13) **Spezial-Flugmotoren-Fabrik**

H. W. Schulz, Frankfurt a. Main

Kriftelerstraße 30.

JULIUS PINTSCH

A.-G. BERLIN
Gegründet 1843  5000 Arbeiter

Spezial-Bronzen

von höchster Festigkeit
für Konstruktionsteile

BLÉRIOT

Flugmaschinen-Modell

vollständig frei und ca. 100—200 m weit fliegend. Neues verbessertes Modell, 50 cm lang, 42 cm breit, mit Gummimotor und unzerbrechlicher Schraube. Sehr solide Aluminiumkonstruktion. Auf Rädern selbsttätig vom Boden aufsteigend.

Studienapparat ersten Ranges, 10 mal preisgekrönt.
Mk. 5.— inkl. Porto und Verpackung.

F. Ehrenfeld, Frankfurt a. M. 28
Goethestraße 34.

Neu erschienener Aviatik-Katalog über freifliegende Flugmaschinen-Modelle, Luftschrauben und Konstruktions-Material zum Selbstbauen etc. kostenfrei. (85)

ANBÉ (Nouvelle Presse) — N° 327 — La semaine 40 centimes

10 Mars 1909

L'Aéronaute

La plus ancienne Publication aéronautique

PARAIT TOUS LES SAMEDIS

Publie le Bulletin officiel de la Société Française de Navigation aérienne

Administrateur : Paul DELAPORTE
Directeur : R. DESBONIS — Rédacteur en chef : R. DE GASTON

Abonnements — France : 15 fr. par an; Étranger : 18 fr. par an.

Administration et Rédaction : 5, rue Balbu, Paris. — Téléphone 264-21
Adresse Télégraphique : VOLTAMPER PARIS

COMITÉ DE RÉDACTION

MM. Emile ARCHDEACON. — J. ARMENGAUD JOURN. — MARCEL ARMENGAUD. — BARET-RIVET — L. BLÉRIOT — L. CHAUVIÈRE. — CLERGEY — CAPTAIN DO — R. ESNAULT PELTIERIE — W. de FONVILLER. — KUENIGS. — LÉONARD — MARQUIS — COMMANDANT ROCHE — R. SORBAU. — BURCOUF. — COMMANDANT TROUVÉRY, etc.

ERICH RÖMER

FRANKFURT a. M. SÜD, TEXTORSTR. 106

~~~~~ TELEPHON-AMT I 3755 ~~~~~

Sämtliche

## Zubehörteile

zum Bau von Flugmaschinen

AVIATIKER - AUSRÜSTUNGEN

## RADIATEUR

pour l'aviation et l'automobile.

Obtenus d'une seule pièce sans  
:: soudure ni brasure. ::

Le Radiateur pèse environ 550 gr  
:: par cheval et ne fuit jamais. ::

Société des „Radiateurs et Réfrigérateurs“

54, rue de la Chapelle, ST. QUEN  
(près Paris). (44)

# ILLUSTRIERTE TECHNISCHE WÖRTERBÜCHER IN SECHS SPRACHEN

Herausgegeben von Alfred Schlomann – Verlag von R. Oldenbourg, München u. Berlin

## Motorfahrzeuge

(Automobile, Motorboote,  
Motorluftschiffe,  
Flugmaschinen)

Unter dem Protektorate des Kaiserlichen Automobil-Clubs

und unter Mitwirkung der

Automobil- und Flugtechnischen Gesellschaft, der Motorluftschiff-Studien-  
gesellschaft, des Kaiserlichen Aero-Clubs u. v. a.

1012 Seiten mit etwa 1800 Abbildungen

In Leinwand gebunden Preis M. 12.50

---

Ausführlicher Prospekt durch den Verlag R. OLDENBOURG, München 32 — Berlin W. 10.

## Weltausstellung Brüssel 1910 GRAND PRIX



# R. OLDENBOURG

== Buchhandlung ==  
MÜNCHEN · Glückstraße

empfiehlt sein

neu eingerichtetes Spezial-  
Geschäft für die gesamte  
technische Literatur.

Alle in- und ausländ. Werke wer-  
den, soweit nicht vorrätig, in kurzer  
Frist ohne Preisauflschlag besorgt.

Auswahlsendungen  
nach allen Orten.

Literar. Auskünfte  
werden bereitwilligst erteilt

== Verzeichnisse ==  
technischer Werke stehen postfrei  
und unentgeltlich zur Verfügung.

# BENZIN

Rheinische Benzinwerke m. b. H., Cöln a. Rh.  
Hamburger Benzin-Werke m. b. H.  
Hamburg, Friedrichshof.  
Fabrik und Tankanlagen in Brunsbüttelkoog.  
Produktionsfähigkeit jährlich 30 Million. kg.  
Man wende sich direkt an die Kontore:  
Cöln a. Rh. oder Hamburg, Friedrichshof.

Gasöl, Benzol, Auto-, Motoren-Öl,  
Getriebefett, Calo.-Carbid usw.  
Nicht im Syndikat.  
**Alle Sorten Benzin**  
1a Qualität.

## Spezialöle und Fette

für Motor-Luftschiffahrt  
in den feinsten Qualitäten

empfiehlt

(9)

**Röper & Co.,** *Industriebedarf-* **Düsseldorf**  
*Gesellsch. m. b. H.*



Zubehör für  
Luftschiffe und  
Aeroplane

*Oesterreichische Daimler Motoren Actien-Gesellschaft*  
Wiener-Neustadt



## AVSTRO DAIMLER FLUGMOTOREN

(85)

gewinnen sämtliche großen Preise  
**ca. 50000.- Kronen**

**während der ersten österr. Flugwoche, 1.-8. Oktober 1911**

== und halten folgende Rekorde: ==

Deutschen Höhenrekord . . . . 2475 m

Russischen Höhenrekord . . . . 1700 m

Welthöhenrekord mit 2 Passagieren 1503 m

Weltdistanzrekord mit 1 Passagier . 250 km

Weltdistanzrekord mit 2 Passagieren 112 km

sowie alle österreichischen Dauer-, Distanz- und Geschwindigkeits-Rekorde.





















3 2044 048 672 430

